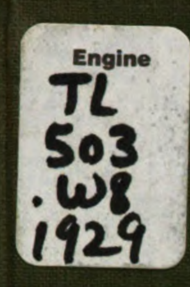
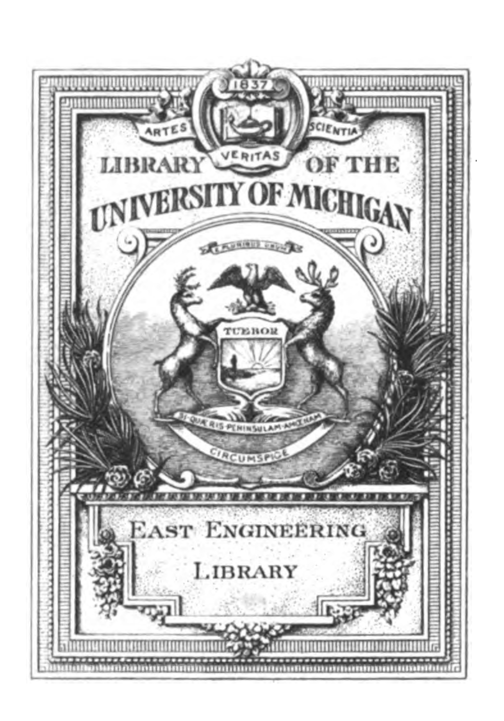


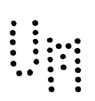
Jahrbuch
der Wissenschaftlichen
Gesellschaft für Luftfahrt e. V. (WGL) 1929


1837
ARTES
SCIENTIA
VERITAS
LIBRARY OF THE
UNIVERSITY OF MICHIGAN
TUEBOR
CIRCUMSPICE
EAST ENGINEERING
LIBRARY

JAHRBUCH

DER WISSENSCHAFTLICHEN GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT E.V. (WGL)

1929





VERLAG VON R. OLDENBOURG, MÜNCHEN UND BERLIN

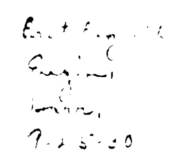
Printed in Germany

INHALT:

Geschäftliches:

Vorträge der XVIII. Ordentlichen Mitgliederversammlung:

GESCHÄFTLICHES



I. Mitgliederverzeichnis.

1. Vorstand und Vorstandsrat.

(Nach dem Stande vom 1. Mai 1930.)

Vorstand.

Vorsitzender: Schütte, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr.-Ing. E. h., Berlin-Lichterfelde-Ost, Annastr. 1a.

Stellv. Vorsitzender: Wagenführ, Oberstlt. a. D., Berlin W 10, Friedrich-Wilhelm-Straße 18.

Stellv. Vorsitzender: Prandtl, Prof., Dr., Dr.-Ing. E. h., Göttingen, Calsowstr. 15.

Vorstandsrat.

Baeumker, Adolf, Reg.-Rat, Berlin NW, Brückenallee 5.
Berson, A., Prof., Berlin-Lichterfelde-West, Fontanestraße 2b.
Betz, Prof. Dr., Göttingen, Herzbergerlandstr. 39a.
Bleistein, Dir., Dr.-Ing., Charlottenburg 5, Witzlebenstraße 12a.
Boykow, Hans, Korv.-Kapitän a. D., Berlin-Lichterfelde-West, Fontanestr. 2a.
Bruns, Walter, Hauptm. a. D., Neubabelsberg b. Potsdam, Schillerstr. 5.
Bullinger, Dipl.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Uhlandstr. 89.
Dornier, Dir., Dr.-Ing. E. h., Friedrichshafen a. B., Königsweg 55.
Dörr, Dipl.-Ing., Überlingen a. B., Bahnhofstr. 29 I.
Engberding, Marinebaurat a. D., Berlin-Frohnau, Berlichingenstr. 9.
Ernst Ludwig von Hessen und bei Rhein, Königliche Hoheit, Großherzog, Darmstadt, Neues Palais.
Everling, Emil, Prof., Dr., Berlin-Schlachtensee, Heinrichstr. 29b.
Ewald, Dr.-Ing., Berlin-Lichterfelde-Ost, Eduard v. Hartmannstr. 15.
Focke, Henrich, Dipl.-Ing. Direktor, Bremen, Flughafen.
Georgii, Prof., Frankfurt a. M., Mauerweg 32.
Hahn, Willy, Justizrat, Dr., Rechtsanwalt und Notar, Berlin W 62, Lützowplatz 3.
Heinkel, Ernst, Dr.-Ing. E. h., Warnemünde, Flughafen.
Hoff, Wilh., Prof., Dr.-Ing., Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.
Hopf, Prof., Dr., Techn. Hochschule, Aachen, Eupenerstraße 129.
Huth, Dr., Berlin-Dahlem, Bitterstr. 9.
Junkers, Prof., Dr.-Ing. E. h., Dessau, Cöthenerstr. 27.
Kármán, von, Prof., Dr., Techn. Hochschule Aachen, Aerodynamisches Institut.
Koch, Erich, Dipl.-Ing., Direktor, Berlin-Zehlendorf, Irmgardstraße 33.
Koppe, Heinrich, Privatdozent, Dr. phil., Berlin-Adlershof, Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt.
Koschel, Oberstabsarzt a. D., Dr. med. et phil., Berlin W 57, Mansteinstr. 5.
Kotzenberg, Karl, Generalkonsul, Dr.-Ing. E. h., Dr. jur. h. c., Frankfurt a. M., Mainzerlandstr. 42.
Krell, Otto, Prof., Dr.-Ing. E. h., Berlin-Dahlem, Cronbergerstr. 26.
Kutzbach, K., Prof., Dr.-Ing., Dresden A 24, Liebigstr. 22.
Linke, Prof., Dr., Frankfurt a. M., Mendelssohnstr. 77.
Madelung, Gg., Prof. Dr.-Ing., Technische Hochschule Stuttgart.
Mader, Dr.-Ing., Dessau-Ziebigk, Franzstr. 23.
Messerschmitt, Dipl.-Ing., Bayerische Flugzeugwerke, Augsburg 2.
Meyer, Alex, Oberregierungsrat Dr., Berlin NW 7, Friedrich Ebertstr. 25.
Miller, Oskar von, Reichsrat, Geh. Baurat, Dr., Exzellenz, München, Ferdinand-Miller-Platz 3.
Naatz, Hermann, Dipl.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Hindenburgstr. 87.
Offermann, Erich, Ing., Berlin-Wilmersdorf, Sächsische Straße 21.
Parseval, von, Prof., Dr. h. c., Dr.-Ing. E. h., Charlottenburg, Niebuhrstr. 6.
Pröll, Prof., Dr.-Ing., Hannover, Welfengarten 1.
Reißner, Prof., Dr.-Ing., Charlottenburg 9, Mohrungenallee 4.
Rethel, Walter, Arado-Werft, Warnemünde.
Rohrbach, Dr.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Ruhrstraße 12.
Rumpler, Edmund, Dr.-Ing., Charlottenburg 9, Platanenallee 8.
Schlink, Prof., Dr.-Ing., Darmstadt, Steinbergring 37.
Schubert, Dipl.-Ing., Direktor der Albatros-Flugzeugwerke, Berlin-Friedrichshagen, Seestr. 63.
Tetens, Hans, Direktor des Reichsverbandes der deutschen Luftfahrt-Industrie, Berlin-Halensee, Halberstädterstr. 2.

2. Geschäftsführender Vorstand.

Schütte, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr.-Ing. E. h., Berlin-Lichterfelde-Ost, Annastr. 1a.
Wagenführ, Oberstlt. a. D., Berlin W, Friedrich-Wilhelm-Straße 18, zugleich Schatzmeister.
Prandtl, Prof., Dr. phil., Dr.-Ing. E. h., Göttingen, Calsowstr. 15.

Generalsekretär.

V. Carganico, Major a. D.

Geschäftsstelle: Berlin W 35, Blumeshof 17 VI., Flugverbandhaus.

Bankkonto: Deutsche Bank und Diskonto-Ges., Stadt-Zentrale B, Berlin W 8, Mauerstraße.

Postscheckkonto: Berlin Nr. 22844; Telephon: Amt Lützow Nr. 6508, 2409—13.

Telegrammadresse: Flugwissen

3. Mitglieder.

a) Mit der Otto Lilienthal-Medaille ausgezeichnete Mitglieder.

Prandtl, L., Prof., Dr. phil., Dr.-Ing. E. h., Göttingen, Calsowstr. 15.

b) Ehrenmitglieder.

Seine Königliche Hoheit Großherzog Ernst Ludwig von Hessen und bei Rhein, Darmstadt, Neues Palais.
Junkers, Hugo, Prof., Dr.-Ing. E. h., Dessau, Cöthenerstraße 27.
Kotzenberg, Karl, Generalkonsul, Dr.-Ing. E. h., Dr. jur. h. c., Frankfurt a. M., Mainzerlandstr. 42.
Miller, Oskar von, Reichsrat, Geh. Baurat, Dr., Exzellenz, München, Ferdinand-Miller-Platz 3.

c) Lebenslängliche Mitglieder.

Barckhausen, Ernst, Dr. jur., Generalkonsul, Berlin NW 40, In den Zelten 19.
Hagen, Karl, Bankier, Berlin W 35, Derfflingerstr. 12.

Hormel, Walter, Kptlt. a. D., Berlin-Neuwestend, Schwarzburgallee 19.
Madelung, Georg, Prof., Dr.-Ing., Technische Hochschule Stuttgart.
Müller, Arthur, Berlin-Johannisthal, Großberlinerdamm, Ecke Sterndamm.
Pohl, Heinz, Obernauer Hof, Bad Kohlgrub, Obb.
Reißner, H., Prof., Dr.-Ing., Charlottenburg 9, Mohrungenallee 4.
Schütte, G. Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr.-Ing. E. h., Berlin-Lichterfelde-Ost, Annastr. 1a.
Selve, Walter von, Dr.-Ing. E. h., Fabrik- und Rittergutsbesitzer, Altena i. W.
Wilberg, Oberst., Breslau, Hardenbergstr. 30.
Zorer, Wolfgang, Berlin W 15, Württembergischestr. 35.
Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.
Sächs. Automobil-Club E. V., Dresden-A., Waisenhausstraße 29 I.
Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin.

d) Ordentliche Mitglieder.

Abercron, Hugo von, Oberst a. D., Dr. phil., Charlottenburg, Dahlmannstr. 34.
Abraham, Martin, Dipl.-Ing., Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt e. V., Berlin-Adlershof.
Achenbach, W., Dr.-Ing., Berlin W 50, Kulmbacherstraße 3.
Achterberg, Fritz, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Bismarckstr. 44.
Ackeret, Jakob, Dipl.-Ing., Zürich 6, Imfeldstr. 7.
Adam, Fritz, Dr.-Ing. E. h., Berlin W 10, Tiergartenstr. 8.
Ahlborn, Friedrich, Prof. Dr., Hamburg, Uferstr. 23.
Alberti, Hermann, Kartograph, Berlin-Dahlem, Goßlerstraße 5.
Allen, Edmund T., Luftpostpilot, 1216 Hudson Ave, Salt Lake City, Utah, USA.
Allerding, Werner, Dipl.-Ing., Hamburg-Fuhlsbüttel, Hummelsbütteler Kirchweg 63.
Amman, Rolf, Dr.-Ing., Oberingenieur, Mannheim, Almenhof, Joseph Fischlerstr.
Amstutz, Eduard, Dipl.-Ing., Innertkirchen (Kreis Bern) Schweiz.
Andreae, Alexander, Direktor, Hamburg-Ohlsdorf, Reesweg 8.
Angermund, Walter, Berlin W 35, Blumeshof 16.
Aoyagi, Midori, Hauptmann, Militärfliegerschule Hikogakko Tokowzawa, Saitamaken (Japan).
Apfel, Hermann, Kaufmann, Leipzig, Nikolaistr. 36.
Arnstein, Karl, Dr. techn., Goodyear Zeppelin Co., Akron (Ohio) USA.
Asbeck, Fritz, Dipl.-Ing., German Students Cooperativ Association, Room 605, 347 Madison Ave, New York City.
Aumer, Hermann, Fabrikdir., München, Wittelsbacherplatz 1.

Baatz, Gotthold, Marinebaumeister a. D., Berlin-Steglitz, Wuthenowstr. 7.
Bachér, Franz, Privatdozent, Dr., Rostock i. Mecklenburg, Lützowstr. 14.
Bader, Hans Georg, Dr.-Ing., Fischbach a/B., Oberamt Tettnang.
Baeumker, Adolf, Regierungsrat, Berlin NW., Brückenallee 5.
Bansenier, Wilhelm, Dipl.-Ing., Bremen, Focke-Wulf-Flugzeugbau A.-G.
Bartels, Friedrich, Oberingenieur, Berlin-Wilmersdorf, Durlacher-Straße 9/10.
Barthel, Adolf, Ing., Augsburg, Bauernfeindstr. 4 I.
Basenach, Nikolaus, Direktor, Kiel, Feldstr. 113.
Basser, Gustav, Berlin-Neutempelhof, Preussenring 21b.
Bauch, Kurt, Dipl.-Ing., Akron (Ohio), USA., Goodyear Zeppelin Co.
Bauer, M. H., Direktor, Berlin W 35, Potsdamerstr. 28.
Bauersfeld, W., Dr.-Ing., Jena, Sonnenbergstr. 1.
Beck, Reinhard, Dipl.-Ing., Berlin-Tempelhof, Manteuffelstraße 22.
Beck, Waldemar, Dr., Berlin-Schöneberg, Nymphenburgerstraße 11.
Becker, Ernst, Regierungsbaumeister, Charlottenburg, Keplerstr. 43.
Becker, Fritz, Dipl.-Ing., Berlin W 30, Bambergerstr. 48.
Behm, Alexander, Physiker, Kiel, Hardenbergstr. 31.
Berlit, Baurat, Mittelrheinischer Verein für Luftfahrt, Wiesbaden, Gutenbergplatz 3.
Berner, Kurt, Kaufmann, Berlin SW 61, Großbeerenstraße 10 III.
Bernhardt, C. H., Fabrikbesitzer, Dresden-N., Alaunstr. 21.
Berson, A., Prof., Berlin-Lichterfelde-West, Fontanestr. 2b.
Berthold, Korv.-Kapt. a. D., Berlin-Steglitz, Opitzstr. 5.
Bertrab, von, Exz., General d. Inf. a. D., Dr., Berlin-Halensee, Kurfürstendamm 136.
Bertram, Kapitänleutnant a. D., Deutsche Lufthansa A.-G., Travemünde, Backbord 25.
Besch, Marinebaurat, Büro der Aeroarctic, Charlottenburg, Witzlebenstr. 12a.
Bethge, R., Amsterdam-Nienwendam, Ondorperstr. 24.
Betz, Albert, Dipl.-Ing., Prof., Dr. phil., stellvertr. Direktor der Aerodynamischen Versuchsanstalt, Göttingen, Herzbergerlandstr. 39a.
Beyer, W., Beigeordneter, Dr., Krefeld, Rathaus.
Biechteler, Curt, Berlin W 50, Ansbacherstr. 38.
Bieger Fritz, Generaldirektor des Hotel Nassauer Hof, Wiesbaden.
Bierotte, Max, Verlagsbuchhändler, Berlin W 10, Dörnbergstr. 1.
Bleistein, Walter, Direktor, Dr.-Ing., Charlottenburg, Witzlebenstr. 12a.
Blenk, Hermann, Dr. phil., Berlin-Adlershof, Seidenbaustraße 8.
Blume, Walter, Dipl.-Ing., Berlin-Johannisthal, Waiblingerweg 1.
Bock, Günther, Dipl.-Ing., Dessau, Lützowstr. 12.
Böhm, Alois Robert, Dipl.-Ing., Dr., Dessau-Ziebigk, Elisabethstr. 40.
Böhme, Gustav, Dipl.-Ing., Berlin-Zehlendorf, Düppelstraße 10.
Bötticher, Dr., Charlottenburg 9, Bayernallee 14.
Bolle, Carl, Rittm. a. D., Braunschweig, Flugplatz.
Borck, Hermann, Dr. phil., Berlin NW 87, Händelstr. 5.
Borsig, Conrad von, Geh. Kommerzienrat, Berlin N 4, Chausseestr. 13.
Borsig, Ernst von, Geh. Kommerzienrat, Berlin-Tegel, Reiherwerder.
Bosch, Siegfried, Freiburg i. Br., Waldkircherstr. 49.
Botsch, Albert, Bad Rappenau (Baden).
Boykow, H. M., Korv.-Kap. a. D., Berlin-Lichterfelde-West, Fontanestr. 2a.
Brandt, Albrecht, Ing., Warnemünde, Dänische Str. 50.
Brauer, L., Prof. Dr., ärztl. Direktor des Eppendorfer Krankenhauses, Hamburg 20, Martinistr. 56.
Braun, Carl, Rittmeister a. D., München, Mauerkircherstraße 81.
Braun, Constantin v., Rittm. a. D., Dir. d. Luftverkehr Pommern G. m. b. H., Stettin, Landeshaus, Schallehnstraße 9/11.
Brehm, Arthur, Dipl.-Ing., Warnemünde, Bismarckstraße 1c.
Brenner, Paul, Dr.-Ing., Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.
Bröking, Marinebaurat, Göldschuk b. Ismid, Türkei.
Bruckmann, Bruno, Dipl.-Ing., Berlin-Adlershof, Seidenbaustr. 7.
Bruns, Walter, Hptm. a. D., Neubabelsberg b. Potsdam, Schillerstr. 5.

Bucherer, Max, Ziviling., Berlin-Reinickendorf-West, Scharnweberstr. 108.
Buchholzer, Ernst, Dipl.-Ing., unbekannt.
Bücker, Carl Cl., Direktor, Stockholm, Lützengatan 6.
Büll, Willy, Regierungsbaumeister, Dipl.-Ing., Charlottenburg 5, Danckelmannstr. 29.
Buddeberg, Karl, Ing., Berlin W 35, Schöneberger Ufer 35.
Budig, Friedrich, Ing., Berlin-Johannisthal, Sturmvogelstraße 14.
Bullinger, Reinhard, Dipl.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Uhlandstr. 89.
Bullrich, Arthur, Charlottenburg, Dahlmannstr. 8.
Burmeister, Hans, Direktor, Berlin-Schmargendorf, Kösenerstr. 9.
Busch, Hermann, Ministerialrat, Berlin-Südende, Seestr. 8.
Busemann, Adolf, Dr.-Ing., Göttingen, Prinz Albrechtstraße 7.
Buttlar, von, Hauptmann a. D., Bayerische Motorenwerke A.-G., Berlin NW 87, Kaiserin Augusta-Allee 98/100.

Cantacuzino, Mircea, Bukarest, Aleea Nastascu 2.
Carafoli, Elie, Dipl.-Ing., Dr., Flugzeugfabrik J. A. R., Brasov (Rumänien).
Carganico, Major a. D., Victor, Generalsekretär der WGL, Berlin-Karlshorst, Treskowallee 94b.
Carregal, Jorge, Dipl.-Ing., Askanischestr. 20, Dessau.
Caspar, Karl, Dr. jur., Höchst a. M., Gustav Adolfstr. 1.
Caspari, Walter, Dipl.-Ing., Berlin-Grunewald, Orberstr. 9.
Christian, Manfred, Dr.-Ing., Berlin-Friedenau, Goßlerstraße 9.
Coeler, Joachim, Kiel, Feldstr. 17.
Colsmann, Alfred, Kommerzienrat, Friedrichshafen a. B., Haus Colsmann.
Cornelius, German, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Marchstraße 15.
Cornides, Wilhelm von, Dipl.-Ing., Verlagsbuchhändler, München, Glückstr. 8.
Coulmann, W., Marinebaurat a. D., Hamburg, Wandsbecker Chaussee 76.
Cranz, Eberhard, Oblt. z. S. a. D., Berlin W 35, Blumeshof 17.
Croneiß, Theo, Direktor der Nordbayerischen Verkehrsflug G. m. b. H., Fürth i. Bay., Flugplatz.
Croseck, H., Dipl.-Ing., Berlin-Schöneberg, Rubensstr. 106.

Davidoff, Adolf, Dr., Berlin-Birkenwerder, Kaiserallee 10.
Dawid, F., Dipl.-Ing., Montreal/Canada, Onebec, 3661 Jeanne Nance.
Delliehausen, Karl, Dipl.-Ing., Berlin W 50, Nürnbergerstraße 21.
Demiéville, J., Assistent an der Metallarbeiterschule, Yverdon (Schweiz).
Dettinger, Paul, Dipl.-Ing., Dessau, Herzogsallee 1.
Dewitz, Ottfried von, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Lichterfelde-Ost, Herwartstr. 3.
Dickhuth-Harrach, von, Major a. D., Berlin W 15, Fasanenstr. 43.
Dieckmann, Max, Prof. Dr., Privatdozent, Gräfelfing bei München, Bergstr. 42.
Diemer, Franz Zeno, Ing., Seemos b. Friedrichshafen a. B.
Dierbach, Ernst, Dipl.-Ing., Berlin NO 43, Am Friedrichshain 34.
Diesch, Oberbibl. Dr., Techn. Hochschule Berlin, Charlottenburg, Berliner Str. 170/71.
Dieterich, G., Direktor, Berlin-Steglitz, Grunewaldstraße 43. Büro: Berlin W 9, Linkstr. 29.
Dietrich, Martin, K.-Kpt. a. D., Kassel, Weigelstr. 3.
Dietzius, Hans, Obering., Berlin-Pichelsdorf.
Dinslage, Franz, Dipl.-Ing., Berlin W 50, Marburgerstraße 5.
Diringshofen, Heinz von, Dr. med., Potsdam, Kastanienallee 26.
Doepp, Philipp von, Dipl.-Ing., Dessau, Blumentalstr. 8.
Döring, Hermann, Dr. jur., Berlin-Halensee, Markgraf-Albrecht-Str. 13.
Dörr, W. E., Dipl.-Ing., Direktor des Luftschiffbau Zeppelin, Überlingen a. B., Bahnhofstr. 29 I.
Dominicus, A., Staatsminister a. D., Berlin-Schöneberg, Bozenerstr. 14.
Dorner, H., Dipl.-Ing., Direktor, Hannover, Bonifaziusplatz 3.
Dornier, Claude, Dr.-Ing. E. h., Friedrichshafen a. B., Königsweg 55.
Duckwitz, Richard, Senator Dr., Bremen, Stintbrücke 5.
Dürr, Oberingenieur, Direktor, Dr.-Ing. E. h., Friedrichshafen a. B., Luftschiffbau Zeppelin.
Dungern, Wolf, Freiherr von, Dipl.-Ing., Braunschweig, Pockelstr. 13.

Eberhardt, C., Prof. a. d. Techn. Hochschule Darmstadt, Darmstadt, Herrmannstr. 81.
Eberhardt, Walter von, Generallt. a. D., Exzellenz, Wernigerode a. Harz, Hillebergstr. 1.
Eberstein, Ernst, Hptm. a. D., Chemnitz, Weststr. 16.
Ebert, Kurt, Berlin W 9, Linkstr. 18.
Eck, Bruno, Dr.-Ing., Köln 1, Eburonenstr. 13.
Eddelbüttel, Walter, Kaufmann, Hamburg 39, Borgweg 20.
Edelmann, R., Patentanwalt, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Hertzstr. 7.
Egan-Krieger, Jenö von, Major a. D., Werder a. Havel, Hohewegstr. 60.
Eichberg, Friedrich, Dr., Berlin W 10, Tiergartenstr. 3a.
Eisenlohr, Roland, Dr.-Ing., Karlsruhe i. Baden, Jahnstraße 8.
Eisenlohr, Wolfram, Dipl.-Ing., Berlin-Grunewald, Charlottenbrunnerstr. 6.
Eisenmann, Kurt, o. Prof., Dr., Braunschweig, Hagenstr. 17.
Elias, Dr., Charlottenburg 9, Stormstr. 7.
Ellyson, Frederick W., St. Pölten, Niederösterr., Schießstattpromenade 38.
Emonds, W., Dipl.-Ing., Warnemünde, Blücherstr. 3.
Endras, Clemens, Dipl.-Ing., Augsburg, Steingasse 264 III.
Engberding, Marinebaurat a. D., Berlin-Frohnau, Berlichingenstr. 9.
Engelmann, Helmut, Dr., dipl. phys., Dessau, Hindenburgallee 12.
Erhardt, Julius, Betriebsleiter bei Rohrbach-Metallflugzeugbau, Berlin-Wilmersdorf, Württembergischestr. 12.
Ernst, Julius, Major a. D., München 44, Prinz Ludwigshöhe, Heilmannstr. 27 I.
Eschke, H., Dipl.-Ing., Berlin W, Heilbronnerstr. 7.
Essers, Ernst L., Dr.-Ing., Berlin-Frohnau, Barbarossahöhe 30.
Essers, Ilse, Dr.-Ing., Berlin-Frohnau, Barbarossahöhe 30.
Etrich, Igo, Oberaltstadt bei Trautenau CSR.
Euler, August, Unterstaatssekretär z. D., Dr.-Ing. E. h., Frankfurt a. M., Forsthausstr. 104.
Everling, Emil, Prof., Dr., Berlin-Schlachtensee, Heinrichstraße 29b.
Everling, Otto, cand. ing., Nikolassee, Lückhoffstr. 24.
Ewald, Erich, Regierungsbaumeister, Dr.-Ing., Berlin-Lichterfelde-Ost, Eduard v. Hartmannstr. 15.

Faehlmann, Andreas, Rostock i. Mecklbg., Lloydstr. 2.
Fákla, Stephan von, Budapest I, Horthy Miklos ut 8.
Faßbender, H., Prof., Abt.-Leiter der DVL, Berlin-Südende, Karlstr. 4.
Feist, Friedrich, Berlin W 15, Wielandstr. 25/26.
Felmy, Hellmuth, Berlin-Marienfelde, Hranitzkystr. 22.
Fényes, Kornél von, Obering., Budapest IX, Mesterucca 11 IV.
Feßler, Hermann, Dipl.-Ing., Türk. Flugzeug- und Motorenfabrik A.-G., Angora, Schließfach 137.
Fette, P., Berlin-Dahlem, Werderstr. 12.

Fetting, Dipl.-Ing., Cüstrin-Neustadt, Weinbergstr. 36 II.
Feuchtwang, Wilhelm, Kaufmann, Vorstand der »Fortschritt« A.-G. für Patentverwertung, Charlottenburg, Giesebrechtstr. 15.
Fichte, Hermann v., Oblt. a. D., Berlin-Grunewald, Humboldtstr. 31.
Fick, Roderich, Herrsching am Ammersee.
Fink, Johannes, Rittm. im 1. Preuß. Reiter-Regiment, Berlin-Schmargendorf, Heiligendammerstr. 13.
Finsterwalder, S., Geh. Reg.-Rat, Prof. Dr., München-Neuwittelsbach, Flüggenstr. 4.
Flachsbarth, Otto, Dr.-Ing., Göttingen, Wilhelm Weberstraße 25.
Fleissig, Karl, Dipl.-Ing., Berlin-Mariendorf, Kaiserstraße 30.
Focke, Henrich, Dipl.-Ing., Direktor, Bremen, Straßburgerstr. 30.
Föppl, Ludwig, Prof. Dr., München, Kaiserstr. 11.
Foerster, E., Dr.-Ing., Hamburg I, Alsterdamm 39/I.
Förster, Hermann, Flughafen Gleiwitz.
Föttinger, Prof., Dr.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Berlinerstraße 61.
Frantz, Max, Bad Tölz, Bahnhofstr. 7.
Fremery, Hermann von, Direktor, München 27, Poschingerstraße 5.
Freudenreich, Walter, Ing., Hennigsdorf b. Berlin, Siedlungsbüro, Voltastraße.
Freyberg-Eisenberg-Allmendingen, Frhr. von, Major, Berlin W 62, Kurfürstenstr. 63/69.
Friedensburg, Walter, Kaplt. a. D., Berlin-Steglitz, Dijonstr. 1 bei Prof. Müllerburg.
Friedlieb, Julius, Berlin SW 68, Charlottenstr. 6.
Fritsch, Georg, Kaufmann, Hildesheim, Hornemannstraße 10.
Fritsch, Walter, Dipl.-Ing., Dortmund, Kronprinzenstraße 161.
Fritsche, Carl E., Vicepräsident der Detroit Aicraft Corporation, Union Trust Building 3400, Detroit (Michigan) USA.
Fritsche, K., Dipl.-Ing., Travemünde, Fehlingstr. 9.
Fritzen, Karl, Generaldirektor, Rhein. Bahngesellschaft, Düsseldorf, Wehrhahn 34/36.
Froehlich, Wilhelm, Generaldirektor a. D., Berlin-Wannsee, Tristanstr. 11.
Fromm, Hugo, Berlin-Friedenau, Kaiserallee 136.
Fryday, Karl, Dipl.-Ing., Augsburg, Hörbrotstr. 4/III.
Fuchs, Richard, Dr. phil., Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Berlin-Halensee, Ringbahnstr. 7.
Fueß, Paul, Fabrikant, Berlin-Steglitz, Fichtestr. 45.
Fuetterer, Emil Oskar, Kaufmann, Mukden, c./O. Pin Yin Trading Co. Ltd.

Galbas, P. A., Dr., Norderney, Haus Schiffahrt.
Gaßmann, Fritz, Dipl.-Ing., Düsseldorf-Oberkassel, Dominikanerstr. 23.
Gawlick, Franz, Generalvertreter, Berlin-Zehlendorf-West, Derfflingerstr. 22.
Gebauer, Curt, Reichsbahnrat, Berlin NW 40, Invalidenstraße 50 II.
Gebauer, Hans, Landesrat Dr. jur., Königsberg/Pr., Ernst-Wicherstr. 5.
Gebers, Fr., Dr.-Ing., Direktor der Schiffbautechn. Versuchsanstalt, Wien XX, Brigittenauerlände 256.
Gehlen, K., Dr.-Ing., Villingen, Waldstr. 31
Geil, Erich, Dipl.-Ing., Gonzenheim im Taunus, Kirchgasse 14.
Genthe, Karl, Dr. phil. nat., Berlin-Friedrichshagen, Westend-Gilgenburgerstr. 14.
Georgii, Walter, Prof. Dr., Frankfurt a. M., Mauerweg 32.
Gerdien, Hans, Prof. Dr. phil., Berlin-Grunewald, Franzensbaderstr. 5.
Gerhards, Wilhelm, Marine-Oberingenieur, Kiel, Lübecker Chaussee 2.
Gerlach, Paul v., Dipl.-Ing., Charlottenburg, Kaiserdamm 88 II.
Gettwart, Klaus, Dr., Berlin W 62, Kleiststr. 22.
Giegold, Hugo, Dipl.-Ing., München, Winzererstr. 54.
Gillert, Ernst, Dr. med., Facharzt für innere Krankheiten, Berlin-Lichterfelde, Drakestr. 10.
Gillert, Georg, Dipl.-Ing., Aachen, Alfonsstr. 18 b. Frau v. Pier.
Götte, Carl, Direktor, Köln, Alvenslebenerstr. 3/5.
Goetze, Richard, Berlin W 35, Schöneberger Ufer 48 II.
Gohlke, Gerhard, Regierungsrat im Reichspatentamt, Berlin-Steglitz, Stubenrauchplatz 5.
Goldfarb, Hans, Dr., Düsseldorf, Lindemannstr. 110.
Goldstein, Karl, Dipl.-Ing., Frankfurt a. M., Danneckerstraße 2.
Gollhammer, Bruno, Ing., Mirow, Mecklbg., Jahnstr.
Goltz, Curt Frhr. von der, Major a. D., Hamburg, Hagedornstr. 10.
Gossen, Kurt, Ing. und Flugzeugführer, Berlin W 35, Genthinerstr. 15.
Grade, Hans, Ing., Bork, Post Brück i. d. Mark.
Grammel, R., Prof. Dr., Stuttgart, Techn. Hochschule.
Gretz, Heinz, Oblt. a. D., Südwestdeutsche Luftverkehrs-Gesellschaft m. b. H., Frankfurt a. M., Rebstock.
Griensteidl, Friedrich, Ing., Wien III, Ungargasse 48.
Grosch, Walter, Hptm. a. D., Berlin-Wilmersdorf, Landhausstr. 25.
Grosse, Staatsrat Dr., Lübeck, Rathaus.
Grulich, Karl, Direktor, Dr.-Ing., Berlin-Halensee, Kurfürstendamm 152.
Gsell, Robert, Dipl.-Ing., Bern-Wabern (Schweiz), Chalet Gsell, Eichholzstr.
Günther, Walter, Dipl.-Ing., Hamburg-Fuhlsbüttel, Flugplatz.
Gürtler, Karl, Dr.-Ing., München, Föhringer Allee 1.
Gutermuth, Ludwig, Dipl.-Ing., Stralsund, Gr. Parowerstr. 8.

Haarmann, Karl, Dipl.-Ing., Frankenhausen a. Kyffh., Am Wallgraben 38.
Haas, Rudolf, Dr.-Ing., Baden-Baden, Beuthenmüllerstr. 11.
Haehnelt, Wilhlem, Obstlt. a. D., Zehlendorf-Berlin Wsb., Heidestr. 4.
Hahn, Willy, Justizrat Dr., Rechtsanwalt und Notar, Berlin W 62, Lützow-Platz 3.
Hall, Paul I., Luftfahrzeuging., Augsburg, Friedbergerstr. 5.
Hammer, Fritz, Ing., Berlin SW 68, Lindenstr. 35 bei Condor-Syndikat.
Hanfland, Kurt, Ing., Wiesbaden, Nerotal 34.
Hansen, Asmus, Dipl.-Ing., stud. phil., Berlin-Lichterfelde, Augustastr. 3 bei Koster.
Hantelmann, M., Köln a. Rh., Flughafen.
Harlan, Wolfgang, Kfm., techn. Direktor, Dresden A 28, Tharandterstr. 45.
Hattendorf, Polizeimajor, Charlottenburg 9, Thüringer Allee 2.
Hauptmann, Friedrich, cand. ing., Berlin-Friedenau, Albestraße 20.
Haw, Jakob, Ing., Berlin-Staaken, Haw-Propellerbau.
Hayashi, Sujematsu, Major, Rikugun Kokuhombu, Tokio, Kojimachiku.
Heidelberg, Viktor, Dr.-Ing., Bensberg bei Köln, Kol. Frankenforst.
Heimann, Heinrich Hugo, Dr. phil., Dipl.-Ing., Berlin, Kronprinzenufer 20, Pension Kronprinz.
Heine, Hugo, Fabrikbesitzer, Berlin O 34, Warschauer Straße 58.
Heinecke, Friedrich, Dipl.-Ing., Assistent, Vechelde Nr. 24.
Heinkel, Ernst, Direktor, Dr.-Ing. E. h., Warnemünde, Flugplatz.
Heinrich, Hermann, Ing., Berlin SW 29, Fidicinstr. 18.
Heller, Dr. techn., Vertreter des Vereins deutscher Ingenieure, Berlin NW 7, Friedrich-Ebert-Str. 27.
Helmbold, Heinrich, Göttingen, Krummestr. 44.

Henkel, Hans, Dipl.-Ing., Berlin-Grunewald, Hohenzollerndamm 54.
Hentzen, Friedrich Heinrich, Dipl.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Zähringerstr. 1a.
Herrmann, Ernst, Obering., Halle a. S., Gr. Bräuhausstr 3.
Herrmann, Hans, Ing., Bremen, Focke Wulf A.-G.
Herrmann, Kurt, Dipl.-Ing., Bingen a. Rh., Mainzerstraße 79.
Hertel, Walter, Dipl.-Ing., Berlin-Grünau, Dahmestr. 1.
Heydenreich, Eugen, Obering., Berlin-Halensee, Schweidnitzerstr. 3 I.
Heymann, Ernst, Hauptmann a. D., Berlin W 35, Blumeshof 17.
Hiedemann, Hans, Fabrikbesitzer, Köln a. Rh., Mauritiussteinweg 27.
Hieronymi, Fritz, Direktor der Rheinischen Siemens-Schuckertwerke G. m. b. H., Mannheim.
Hinniger, Werner, Dipl.-Ing., Warnemünde, Poststr. 36.
Hirth, Hellmuth, Obering., Stuttgart, Bopserwaldstr. 54.
Hoch, Oscar, Dipl.-Ing., Berlin-Pankow, Sellinstr. 9 II.
Hoff, Wilh., Prof., Dr.-Ing., Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.
Hoffmann, Alfred, Dipl.-Ing., Leipzig-Plagwitz, Karl Heinestr. 10.
Hoffmann, Friedr., Dipl.-Ing., Berlin-Niederschönhausen, Kaiser Wilhelmstr. 44.
Hoffmann, Ludwig, Dipl.-Ing., Berlin-Hermsdorf, Kurfürstenstr. 45.
Hohenemser, M. W., Bankier, Frankfurt a. M., Neue Mainzerstr. 25.
Höhndorf, Fritz, Dr. phil., Forschungsinstitut der Rhön-Rossitten-Gesellschaft, Darmstadt, Flugplatz.
Höpfner, Friedrich, Lissabon, Avenida da Liberdade 3.
Holle, Hans, Ing., Berlin-Schöneberg, Rosenheimerstraße 29a, b. Vincent.
Holst, Alfred, Hofrat, Prof., Direktor des Technikums Mittweida, Mittweida i. Sa.
Holtmann, Anton, Dipl.-Ing., Gewerberat, Essen, Humboldstr. 259.
Homiakoff, P., Kapt. z. S., C. P. o. box 259, Tsingtau (China).
Hopf, L., Prof., Dr. phil., Aachen, Eupenerstr. 129.
Horn, Fritz, o. Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Dr.-Ing., Berlin-Grunewald, Hohenzollerndamm 59/60.
Horstmann, Marinebaumeister, Rüstringen i. Oldenburg, Ulmenstr. 1c.
Horstmann, Willy, Ing., Berlin-Siemensstadt, Rippelstraße 23 II.
Hromadnik, Julius, Ing., Frankfurt a. M., Hanauerlandstraße 200.
Hübener, Wilhelm, Dr. med., Cincinnati (Ohio) USA. 1801, Union Central Bldg.
Hübner, Gerbert, Dipl.-Ing., Augsburg, Alpenstr. 25 IV.
Hüttig, Bruno, Hauptmann a. D., Zuffenhausen b. Stuttgart.
Hüttmann, Waldemar, Krietern b. Breslau, Observatorium.
Hüttner, Kurt, Fabrikdirektor, Berlin W15, Fasanenstr. 64 I.
Huppert, Prof., Direktor des Kyffhäuser Technikums, Frankenhausen a. Kyffhäuser.
Huth, Walther, Dr., Berlin-Dahlem, Bitterstr. 9.
Huth, Wilhelm, Travemünde, Kaiserallee 23.
Hwang, C. H., Captain, Navy Headquarter, Mukden, China, Manchuria.

Igney, Horst, stud. ing., Berlin O 112, Proskauerstr. 8a.
Isermann, Rudolf, Dipl.-Ing., Hamburg-Fuhlsbüttel, Rübenhofstr. 22.

Jablonsky, Bruno, Berlin N 54, Fehrbellinerstr. 47/48.
Janson, Walter, Dipl.-Ing., Berlin-Niederschöneweide, Fennstr. 19 I.
Jaretzky, Ing., Zeuthen (Mark), Fontaneallee 4.
Jerzembski, Erich, Oblt. a. D., Charlottenburg, Leonhardstr. 24.
Jirotka, Bohumil, Berlin SW 61, Belle Alliancestr. 13/14.
Johannesson, Hans, Hptm., Berlin-Lichterfelde, Söhtstraße 2.
Joly, Hauptmann a. D., Klein-Wittenberg a. d. Elbe.
Joost, Otto, Hamburg, Börsenbrücke 2.
Junkers, Hugo, Prof., Dr.-Ing. E. h., Dessau, Cöthenerstraße 27 (Junkersstr. 103).

Kälin, Ministerialrat, Stuttgart, Württembergisches Arbeitsministerium.
Kämmerling, Fritz, Oberstlt. a. D., Neubabelsberg b. Potsdam, Dianastr. 20.
Kändler, Hermann, Obering., Charlottenburg, Fritschestraße 50.
Kaffenberger, Ludwig, Dipl.-Ing., Frankfurt a. M., Holbeinstr. 41.
Kamm, Wunibald, Dr.-Ing., Technische Hochschule Stuttgart.
Kann, Heinrich, Obering., Charlottenburg, Kirchplatz 2.
Kármán, Th. von, Prof. Dr., Aachen, Technische Hochschule, Aerodynamisches Institut.
Karner, Prof. Dr., Zürich, Eidgen. Technische Hochschule.
Kasinger, Felix, Direktor, Berlin W 50, Culmbacherstraße 14.
Kaspereit, Hans, cand. ing., Berlin-Baumschulenweg, Beringstr. 4, bei Sorge.
Kastner, Hermann, Major a. D., Charlottenburg, Niebuhrstraße 58.
Katzmayr, Richard, Reg.-Baurat, Lehrkanzel für Luftschiffahrt und Automobilwesen, Wien IV/18, Apfelgasse 3.
Kaul, Hans Wolf, cand. ing., Berlin NO 18, Büschingstr. 8 I.
Kaumann, Gottfried, Dr., Dessau-Ziebigk, Junkers-Werke, Abt. Luftverkehr.
Kaye, G., Baurat, stellv. Direktor des Germanischen Lloyd, Berlin NW 40, Alsenstr. 12.
Kehler, Richard von, Major a. D., Charlottenburg, Dernburgstr. 49.
Keitel, Fred, Ing., Zürich (Schweiz), Schaffhauserstr. 4.
Kempf, Günther, Dr.-Ing., Direktor der Hamburgischen Schiffbau-Versuchsanstalt, Hamburg 33, Schlicksweg 21.
Kiep, Leisler, Dr., Hamburg I, Alsterdamm 25 I.
Killinger, Erich, Berlin-Tempelhof, Berlinerstr. 31.
Kindling, Paul, Ing., Friedrichshafen a. B., Luftschiffbau.
King, Oblt. a. D., Dr.-Ing., Stuttgart, Klopstockstr. 29.
Kirchhoff, Frido, Dipl.-Ing., Dessau, Bismarckstr. 24b.
Kissin, Heinz, Pilot, Berlin W 15, Kaiserallee 15.
Kjellson, Henry, Ziviling., Flygstyrelsen tekniska Byran, Stockholm.
Klages, Paul, Ing., Bremen, Flugplatz.
Klefeker, Siegfried, Oberstlt. a. D., Prof. und Direktor der Deutschen Heeresbücherei, Berlin NW 7, Dorotheenstraße 48.
Kleffel, Walther, Berlin W 30, Heilbronnerstr. 8.
Kleinschmidt, E., Prof., Dr., Stuttgart, Landeswetterwarte.
Klemm, Hanns, Reg.-Baumeister, Sindelfingen, Bahnhofstraße 148.
Klemperer, Wolfgang, Dr.-Ing., Akron (Ohio) USA., 502 E. Buchtel Ave.
Kloth, Hans, Regierungsbaumeister, I. Vorsitzender des Kölner Bez.-Vereins deutscher Ingenieure, Köln-Marienburg, Marienburger Str. 102.
Knauß, Robert, Dr., Berlin W 15, Kaiserallee 219/220.
Knott, Heinrich, Dipl.-Ing., Darmstadt, Heinrichstr. 97.
Kober, Th., Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Werrastr. 15.
Koch, Erich, Dipl.-Ing., Direktor i. Fa. Rohrbach-Metallflugzeugbau G. m. b. H., Berlin-Zehlendorf, Irmgardstraße 33.
Koch, Gustav, Dipl.-Ing., Berlin-Zehlendorf, Sven Hedinstraße 66.
Koch, Helmut, Dipl.-Ing., Bonn, Goethestr. 16.

Koch, Rudolf, Dipl.-Ing., Augsburg, Friedbergerstr. 106.
Köhl, Hermann, Dr.-Ing. E. h., Berlin-Tempelhof, Schönburgstr. 12.
Kölzer, Joseph, Dr., Reg.-Rat, Berlin W 30, Nollendorfstraße 29/30.
König, Georg, Obering., Berlin-Dahlem, Podbielskyallee 61.
Könitz, Hans Frhr. von, Major a. D., München, Ottostr. 5.
Köpcke, Otto, Geh. Baurat, Dresden, Liebigstr. 24.
Köppen, Joachim von, Oblt. a. D., Berlin W., Joachimsthalerstraße 38.
Kösler, Paul, Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Maybach-Motorenbau G. m. b. H.
Köster, Paul Eduard, Vertreter der Akademischen Fliegergruppe der Techn. Hochschule Berlin, Charlottenburg, Berlinerstr. 170/171.
Koppe, Heinrich, Dr. phil., Berlin-Adlershof, Seidenbaustraße 9.
Koschel, Ernst, Oberstabsarzt a. D., Dr. med. et phil., Berlin W 57, Mansteinstr. 5.
Koschmieder, H., Privatdozent, Prof., Dr., Danzig-Langfuhr, Heeresanger 9.
Kosney, Friedrich Wilhelm, Dipl.-Ing., Falzziegelwerke Carl Ludowici, Jockgrim (Rheinpfalz).
Kottmeier, Adolf, Dr. jur., Rechtsanwalt und Syndikus der Junkerswerke, Berlin-Wannsee, Große Seestr. 18.
Koyemann, A., Dr., Hamburg, Scheffelstr. 26.
Krack, Walther, Berlin SW 29, Gneisenaustr. 51 II.
Krause, Max, Fabrikbesitzer, Berlin-Steglitz, Grunewaldstraße 44.
Krauß, Julius, Reg.-Baumeister, Dipl.-Ing., Augsburg, Haunstetterstr. 10.
Krayer, August, Direktor der »Victoria« zu Berlin, Berlin SW 68, Lindenstr. 20/21.
Kreckel, Paul, Dipl.-Ing., Böblingen, Luftschiffbau Klemm.
Krell, Otto, Prof., Dr.-Ing. E. h., Berlin-Dahlem, Cronbergerstr. 26.
Kretschmer, Georg, Gewerbelehrer, Landsberg a. W., Damaschkestr. 8.
Krönig, Staatsrat, Dr., Hamburg, Gr. Burstah 31.
Krogmann, Adolf, Kaufmann, Dessau, Junkers-Flugzeugwerk AG.
Kromer, Hugo H., Ziviling., Leiter der Segelflugschule Grunau i. Riesengeb.
Kronfeld, Robert, Segelfluglehrer, Darmstadt, Techn. Hochschule.
Krook, B., Obtlt. d. Schwed. Fliegertruppe, Stockholm, Kungsholmsgatan 8.
Kruckenberg, Fr., Direktor, Dipl.-Ing., Hannover, Walderseestr. 2.
Krüger, Ernst, Köln, Rautenstrauchstr. 80.
Krüger, Karl, Dr. phil., Mehlem (Rhld.), Haus »Schlägel und Eisen«.
Ksoll, Josef, Kfm., Abbau Schönellguth, Post Wiese, Kreis Trebnitz.
Kühne, Otto, Kptlt. a. D., Nowawes bei Potsdam, Heimdalstr. 1.
Künzel, Fred, Dipl.-Ing., Berlin NW, Altonaerstr. 12 III.
Küssner, Hans Georg, Dr.-Ing., Berlin-Adlershof, Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V.
Kusanke, Emil, Architekt, Berlin-Dahlem, Am Schülerheim 4a.
Kutta, Wilhelm, Prof. Dr., Stuttgart-Degerloch, Römerstraße 138.
Kutzbach, K., Prof., Dr.-Ing. E. h., Direktor des Versuchs- und Materialprüfungsamtes der Techn. Hochschule Dresden, Dresden-A. 24, Liebigstr. 22.

Laas, Walter, ord. Prof., Berlin-Dahlem, Löhleinstr. 41.
Lachmann, G., Dr.-Ing., c/o Handley Page Ltd., Cricklewood London NW 2.
Lacmann, Otto, Dr.-Ing., Berlin-Adlershof, Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt.
Lademann, R., cand. math. et astro., Berlin NW 87, Lessingstr. 32.
Lahs, Rudolf, Kontreadmiral a. D., Berlin NW 23, Lessingstr. 12.
Lamy, Dr. jur., Charlottenburg, Eosanderstr. 28.
Lange, Karl O., Dipl.-Ing., Darmstadt, Jahnstr. 131.
Langer, Rudolf, Dipl.-Ing., Göttingen, Merkelstr. 18.
Langsdorff, Werner von, Dr.-Ing., Fürstenfeldbruck, Jakobgroßstr. 4.
Lascurain y Osio, Angel de, Ing., Mexico D. F., 3a Calle de Londres 44.
Laudahn, Wilhelm, Ministerialrat, Berlin-Lankwitz, Meyer-Waldeck-Str. 2pt.
Leberke, Erich, Dr. phil., Berlin SW 47, Hagelberger Str. 44.
Lehmann, Otto, Major a. D., Berlin-Zehlendorf-Mitte, Düppelstr. 19.
Lehmann, Richard, Ing., Berlin-Reinickendorf-Ost, Schillerpromenade 165.
Leutert, Hans, Ing., Berlin-Staaken, Siedlung Heerstr.
Leyensetter, Walther, Dr.-Ing., Cannstatt, Schillerstr. 21.
Liebers, Fritz, Dr. phil., Berlin-Adlershof, Seidenbaustr.
Liebing, Oskar, Dipl.-Ing., Berlin-Johannisthal, Johannes Wernerstr. 8.
Linke, Franz, Prof. Dr., Frankfurt a. M., Mendelssohnstr. 77.
Linsingen, Lothar von, Major a. D., Berlin W 30, Bambergerstr. 59.
Listemann, Fritz, Hauptmann a. D., Berlin-Grunewald, Hubertusallee 11a.
Lohr, Reg.-Rat, Dr., Leiter der wissenschaftlichen Abteilung der Deutschen Seewarte Hamburg, Flugplatz Fuhlsbüttel.
Longolius, Fritz, Dipl.-Ing., Dessau, Herzog Friedrichring 1.
Lorenz, Geh. Reg.-Rat, Prof., Dr.-Ing. E. h., Dr., Danzig-Langfuhr, Johannisburg.
Lorenzen, C., Ing., Fabrikant, Berlin, Treptower Chaussee 2; Büro: SO 16, Wusterhausenerstr. 16.
Löser, Max, Patentanwalt, Dresden, Ringstr. 23.
Lößl, Ernst von, Dr.-Ing., Frankenhausen a. Kyffh., Pension Hilpert.
Lucht, Roluf, Dipl.-Ing., Berlin-Pichelswerder, Villa Wolff.
Ludwig, Günther, Dipl.-Ing., Wilhelmshaven, Parkstr. 12.
Lüdemann, Karl, wiss. Mitarbeiter, Freiberg i. Sa., Albertstraße 26.
Lueder, Carl Eberhard, Dipl.-Ing., Dessau, Kaiserplatz 21.
Lühr, Richard, Dipl.-Ing., Berlin-Halensee, Johann-Georg-Straße 22.
Lüttwitz, Ernst Freiherr von, Berlin-Wannsee, Stölpchenweg 11.
Ludowici, Wilhelm, Dr.-Ing., Karlsruhe (Baden), Beiertheimerallee 58.
Lutz, R., Prof., Dr.-Ing., Nidaros (Norwegen), Technische Hochschule.

Mackenthun, Hauptmann a. D., Berlin W 15, Kurfürstendamm 197.
Mader, O., Prof., Dr.-Ing., Dessau-Ziebigk, Franzstr. 23.
Mäder, Martin, Dr., Berlin-Lichterfelde 1, Hindenburgdamm 78.
Mainz, Hans, Ing., Köln-Deutz, Hasertstr. 7.
Malmer, Ivar, Dr. phil., Privatdozent an der Techn. Hochschule Stockholm, Ingenieur bei dem Flugwesen der schwedischen Armee, Stockholm, Sibyllegatan 46.
Manigold, Georg, Dipl.-Ing., Berlin-Wannsee, Lohengrinstr. 28.
Marcard, Erich, Flugzeugführer der Deutschen Luft Hansa A.-G., Rittergut Parey Elbe II, Bezirk Magdeburg.
Martens, Arthur, Dipl.-Ing., Frankfurt a. M.-Heddernheim, Kupferwerke.
Martenson, Bertel, Major, Paris, unbekannt.
Marquard, Ernst A., Dipl.-Ing., Berlin-Steglitz, Mariendorferstr. 48.
Maschke, Georg, Rentier, unbekannt.
Massenbach, Dietrich Freiherr von, Dipl.-Ing., Berlin-Charlottenburg, Kastanienallee 23.
Mathias, Gotthold, Ing., Berlin-Friedenau, Bismarckstr. 12.
Matthaes, Kurt, Dr.-Ing., Berlin-Adlershof, Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt.

Matthießen, Paul, alleiniger Vorstand der Hamburger Dockbau G. m. b. H., Hamburg 11, Mönckebergstr. 27.
Maurer, Hans, Prof. Dr., Ministerialrat, Berlin-Wilmersdorf, Kaiserplatz 6.
Maus, Hermann, Kptlt. a. D., Travemünde, Fliegerweg.
Mautz, Wolfgang, Dipl.-Ing., Hannover, Schackstr. 10.
Maybach, Karl, Direktor, Dr.-Ing., Friedrichshafen am Bodensee, Zeppelinstr. 11.
Meckel, Paul A., Bankier, Berlin NW 40, In den Zelten 13.
Mehlhemmer, Alfred, Dr. phil. h. c., Mitinhaber der Firma Haw Propellerbau, G. m. b. H., Berlin-Schmargendorf, Auguste-Viktoria-Str. 65.
Meibom, Henning von, Berlin W 8, Unter den Linden, Hamburg-Amerika-Linie.
Merkel, Otto Julius, Berlin-Wilmersdorf, Kaiserallee 200.
Mertens, Walter, Wöllersdorf bei Wien, Villa 807.
Messerschmitt, Willy, Dipl.-Ing., Augsburg 2, Flugzeugfabrik.
Mewes, Ernst, Dipl.-Ing., Berlin-Schöneberg, Apostel Paulusstr. 30.
Mey, Reg.-Rat Dr., Bremische Landeswetterwarte, Bremen, Freihafen 1.
Meycke, Ing., Seccion F. N. T. de la casa Echevarieta y Larrinaga Astilleros de Cadiz, Cadiz (Spanien).
Meyer, Alex, Oberregierungsrat Dr., Berlin NW 7, Friedrich-Ebert-Str. 25.
Meyer, Eugen, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr., Charlottenburg, Neue Kantstr. 15.
Meyer, Otto, Direktor der MAN., Nürnberg, Tristanstr. 5.
Meyer, Paul, Prof., Delft, Heemskerkstraat 17.
Meyer, Willy, Hptm. a. D., Charlottenburg, Reichsstr. 103.
Meyer-Cassel, Werner, Dipl.-Ing., Hannover 1, Gr. Düwelstraße 24.
Michel, Carl A., Ing., 11309 Parkview Ave., Cleveland (Ohio) USA.
Milatz, Otto, Regbmstr. a. D., Direktor, •Berlin W 9, Schellingstr. 1 I.
Milch, Erhard, Direktor der Deutschen Luft Hansa A.-G., Berlin NW 68, Lindenstr. 35.
Mildenstein, Leopold Itz von, Dipl.-Ing., Leipzig W 35, Heimteichstr. 44.
Miller, A. Basil, M. Sc. (Cantab), »St. Jues« Simad Road Weybridge, Survey.
Mises, von, Prof. Dr., Berlin NW 87, Siegmundshof 9.
Mittelberger, von, Generalmajor, Berlin-Wilmersdorf, Helmstedterstr. 5.
Mitterwallner, Paul H. von, Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Windhag.
Mock, Richard M., 107 West 86. Str., New York City, USA.
Möller, Harry, Major a. D., Charlottenburg 2, Guerickestraße 29, b. Hauptm. a. D. Perwo.
Möller, J., Dr., Studiendirektor der Oldenburgischen Seefahrtschule in Elsfleth (Oldenburg).
Moll, Hermann, Direktor, Travemünde, Casparwerke.
Morin, Max, Patentanwalt, Dipl.-Ing., Berlin W 57, Yorckstr. 46.
Moßner, K. J., Architekt, München, Kaulbachstr. 18.
Moy, Max Graf von, Oberzeremonienmeister, Obenhausen bei Illertissen. [Im Winter: München, Gabelsbergerstraße 35].
Müller, Ewald, stud. mach., Hannover, Lisbethstr. 1.
Müller, Horst, Dr.-Ing., Hannover-Linden, Limmerstr. 104.
Müller, Rudolf, Ing., Bernau, Weinbergstr. 66.
Müller-von der Heyden, Werner, Dipl.-Ing., Berlin-Staaken, Siedlung Heerstraße, Haus Nr. 35.
Münzel, Alexander, Dipl.-Ing., Finkenkrug bei Berlin, Friedrich-Carl-Str. 11.
Muttray, Georg Justus, Dipl.-Ing., Dessau, Luisenstr. 31.
Muttray, Horst, Dipl.-Ing., Göttingen, Jennerstr. 5.

Naatz, Hermann, Dipl.-Ing., Obering., Berlin-Wilmersdorf, Hindenburgstr. 87.
Nägele, Karl Fr., Ing., Berlin-Neukölln, Saalestr. 38.
Nankaku, N., Hauptmann, Berlin-Halensee, Kurfürstendamm 159.
Naylor, Hans, Ing., Dessau, Friedrichsallee 30.
Neesen, A., Marinebaurat, Berlin-Lichterfelde-West, Drakestr. 9.
Nenke, Hans, Ing., Augsburg, Bauernfeindstr. 2 III.
Neuber, Frhr. von Neuberg, Dr., Schloß Schney b. Lichtenfels i. Bayern.
Neuendorff, Hans, Ing., Zeuthen (Mark), Kurfürstenstraße 136.
Nicolaus, Friedrich, Dr.-Ing., Berlin W. 15, Düsseldorferstraße 59 a.
Niemann, Erich, Hauptmann a. D., Direktor, Charlottenburg 9, Eichenallee 11.
Niemöller, Martin, Major a. D., Godesberg a. Rh., Luisenstr. 40.
Noack, Gg., Dipl.-Ing., Ing. b. Brown, Boveri & Co., Baden b. Zürich, Rütlistr. 12 (Schweiz).
Noth, Hermann, Dr., Leiter der Flugwetterwarte Berlin, Berlin-Tempelhof, Schönburgstr. 10/III.
Nußbaum, Otto, Dipl.-Ing., Bremen, Elsässerstr. 37.
Nusselt, W., Prof., Dr.-Ing., München, Ludwigstr. 29.

Oberth, Hermann, Physikprofessor, Medias (Rumänien), Soscana Sibulin Nr. 9.
Offermann, Erich, Ing., Berlin-Wilmersdorf, Sächsische Straße 21.
Ogawa, Taitiro, Prof., Kokukenkyujyo Ettyujimy Fukagawa-ku, Tokyo (Japan).
Orth, Hans, Ing., Haunstetten bei Augsburg, Augsburgerstraße 68.
Oxé, Werner, Polizei-Hptm., Königsberg i. Pr., Fuchsberger Allee 20.

Paetsch, Heinrich, Oberreg.-Rat, Charlottenburg, Meerscheidstr. 12 (Büro: Berlin SW 29, Friesenstr. 16, Polizeischule für Technik und Verkehr).
Page, Handley F., c/o Handley Page Ltd., Cricklewood, London NW 2.
Pank, Paul Eduard, Dipl.-Ing., Berlin-Friedenau, Wagnerplatz 7.
Pape, Karl, Obering., Bischofswerder i. Sa., Neustädterstraße 3.
Papenmeyer, Fr., Hamburg-Fuhlsbüttel, Flughafen.
Parseval, A. von, Prof. Dr. h. c. Dr.-Ing. E. h., Charlottenburg, Niebuhrstr. 6.
Perlewitz, Paul, Reg.-Rat, Dr., Stettin, Flughafen.
Persu, Aurel, Prof. Dipl.-Ing., Direktor, Bukarest, Calea Viktoriei 159.
Peters, Heinrich, Göttingen, Schillerstr. 6.
Petersohn, Erik G. M., Ziv.-Ing., Göttingen, Aerodynamische Versuchsanstalt.
Pfister, Edmund, Dipl.-Ing., Berlin-Pankow, Mendelstraße 51/II.
Pfistermeister, Hermann Ritter von, Major a. D., Direktor des Berliner Büros der Ernst-Heinkel-Flugwerke, Berlin W 35, Blumeshof 17 (Privat: Berlin-Wilmersdorf, Nikolsburger Platz 2).
Pilgrim, Max von, Dipl.-Ing., Berlin-Johannisthal, Trützschlerstr. 14.
Pirath, Carl, Prof. Dr., Stuttgart, Damaschkestr. 47.
Pleines, Wilhelm, Dr.-Ing., Berlin-Schöneberg, General-Pape-Str. 2, Wilhelmerhaus.
Ploch, August-Albert, Hauptmann, Dipl.-Ing., Waffenamt, Berlin W 15, Uhlandstr.
Pohlhausen, Ernst, Prof. Dr., Danzig-Langfuhr, Techn. Hochschule.
Poß, Reinhold, Berlin-Friedenau, Sieglindestr. 1 II.
Prandtl, L., Prof. Dr.-Ing. E. h. Dr., Göttingen, Calsowstraße 15.
Preuschen, Reinhardt, Dipl.-Ing., Dessau-Ziebigk, Marienstr. 5.
Prill, Paul, Ziviling., München 13, Franz-Josef-Str. 15/IV.

Pröll, Arthur, Prof. Dr.-Ing., Hannover, Welfengarten 1.
Proske, Paul, Polizeioberwachtmeister, Grunau 157 i. Rsgb.

Quittner, Viktor, Dr. Dipl.-Ing., Wien I, Hohenstaufengasse 10.

Rackwitz, Erich, Dr.-Ing., Berlin-Tempelhof, Albrechtstraße 40.
Raethjen, Paul, Dr. phil., Darmstadt, Niederromstädterstraße 49/II, b. Riedel.
Rahlwes, Kurt, Dipl.-Ing., Magdeburg, Goethestr. 36.
Rasch, F., Amsterdam, Rokin 84.
Rau, Fritz, Obering., Mannheim, N. 7. 8.
Rau, Karl, Dipl.-Ing., Bezirksleiter der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Essen-Ruhr, Irmgardstraße 41.
Rechtlich, Arved, Dipl.-Ing., Bremen, Kattenturmer Heerstr. 11.
Regelin, Hans, Ing., Warnemünde, Bismarckstr. 1c.
Rehder, Kurt, Dipl.-Ing., Flensburg, Wrangelstr. 10.
Reiners, Hellmuth, Ing., Direktor der Avus, Charlottenburg, Schillerstr. 104.
Reinhardt, Siegfried, Berlin W 10, Matthäikirchstr. 12.
Reiniger, Paul, Dipl.-Ing., Oberregierungsrat und Mitglied des Reichspatentamtes, Berlin-Friedrichshagen, Steinplatz.
Repenthin, Walter, Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Schmidstr. 3.
Rethel, Walter, Ing., Warnemünde, Arado-Werft.
Richthofen, Wolfram Frhr. von, Dipl.-Ing., Rom, Deutsche Botschaft.
Riesch, Eduard, Hauptmann, Berlin-Steglitz, Grillparzerstraße 6.
Ringwald, M., Dr.-Ing., Dessau, Medicusstr. 14.
Ritter, Kptlt., Marineleitung, Berlin W 10, Kaiserin-Augusta-Str. 38/42.
Ritter, Vorstandsmitglied der Hamburg-Amerika-Linie, Hamburg, Alsterdamm 25.
Ritter, Hans, Hauptmann a. D., Berlin W 8, Pariser Platz 3, Junkers-Flugzeugwerk A.-G.
Ritz, Fritz, Dipl.-Ing., Berlin-Steglitz, Lacknerstr. 8.
Roeder, Hermann, Ing., Dresden-A. 21, Altenbergerstr. 24.
Rölz, Gottfried, Warnemünde, Bismarckstr. 7.
Rogge, Max, Vizeadmiral a. D., Exz., Berlin-Wilmersdorf, Nikolsburgerstr. 8/9.
Rohrbach, Adolf K., Dr.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Ruhrstraße 12.
Rosner, Adolf, Rockton (Illinois), U.S.A.
Roth, Richard, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Sybelstr. 40.
Rothgießer, Georg, Ing., Berlin W 30, Martin-Luther-Straße 91.
Rothkegel, Paul, Berlin-Wannsee, Nibelungenstr. 11.
Rotter, Ludwig, Dipl.-Ing., Flugzeugkonstrukteur, Budapest VIII, Rökk Szillard-u. 31. III. 12.
Rottgardt, Karl, Dr. phil., Direktor, Berlin-Dahlem, Fontanestr. 14.
Roux, Max, Geschäftsleiter und Mitinhaber d. Fa. Carl Bamberg, Berlin-Friedenau, Kaiserallee 87/88.
Rudnai, Guido, Dipl.-Ing., Bremen, Biebricherstr. 30.
Rühl, Karl, Dipl.-Ing., Berlin-Karlshorst, Prinz Heinrich-Straße 6/I.
Rüter, August, Ing., Warnemünde, Rostockerstr. 4.
Rumpler, Edmund, Dr.-Ing., Charlottenburg 9, Platanenallee 8.
Ruppel, Carl, Ziviling., Charlottenburg, Dernburgstr. 24.
Rynin, Nicolaus, Prof., Leningrad, Kolomenskaja Straße 37, Wohn. 25.

Sachse, Helmuth, Ing., Berlin-Halensee, Joachim-Friedrichstraße. 2.
Sachsenberg, Hans, Angora, Postfach 137.
Sachsenberg, Gotthard, Direktor, Dessau-Ziebigk, Friedrichstr. 2.
Salzer, W., Dipl.-Ing., Berlin W 57, Potsdamerstr. 90.
Sander, Walter, Ing., Dessau, Goethestr. 25 II.
Sartorius, Erich, Dipl.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Augustastraße 60/III.
Schapira, Carl, Dr.-Ing., Direktor der »Telefunken«-Ges., Berlin SW 61, Tempelhofer Ufer 9.
Schatzki, Erich, Dr.-Ing., Berlin-Grunewald, Hohenzollerndamm 142.
Scherle, Joh., Kommerzienrat, Direktor der Ballonfabrik Riedinger, Augsburg, Prinzregentenstr. 2.
Scherschevsky, A. B., Berlin-Friedenau, Bornstr. 11.
Scheubel, N., Dr.-Ing., Aachen, Nizzaallee 83.
Scheuermann, Erich, Dipl.-Ing., München, Maximilianstraße 8.
Scheve, Götz von, Hptm. a. D., Berlin-Johannisthal, Sternplatz 13.
Schicht, Friedrich, Student, Dresden 24, Eisenstuckstr. 19.
Schieferstein, Heinrich, Obering., Charlottenburg, Kaiser-Friedrich-Str. 1.
Schilhansl, Max, Dr.-Ing., Berlin-Adlershof, Lilienthalstr. 5 I.
Schiller, Ludwig, Prof. Dr., Leipzig, Linnéstr. 5.
Schiller, Melitta, Dipl.-Ing., Berlin-Adlershof, Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V.
Schlange, Günther, Hannover, Grünstr. 27, i. Fa. Glaux-Garage.
Schlerf, Heinrich, Fabrikant, Mannheim, Schleusenweg 5—7.
Schließler, A., Ing., Charlottenburg, Droysenstr. 2.
Schlink, Prof., Dr.-Ing., Darmstadt, Steinbergring 37.
Schlomann, Alfred, ber. Ing., Berlin-Dahlem, Rohlfstr. 14.
Schlotter, Franz, Ing., Manzell, Post Fischbach, Wttbg.
Schmedding, Baurat, Direktor, Hamburg-Rahlstedt, Waldstr. 50.
Schmidle, Adolf, Ing., Augsburg 11, Spickel, Güntherstraße 24.
Schmiedel, Dr.-Ing., Nürnberger Werk der SSW A.-G., Nürnberg, Landgrabenstr.
Schmidt, J. G. Karl, Solingen, Dr. W. Kampschulte, A.-G.
Schmidt, Richard, Verlagsbuchhändler, Berlin W 62, Lutherstr. 14.
Schmidt, Werner, Dipl.-Ing., Greußen i. Thür., Nordhäuserstr.
Schnadel, Georg, Prof., Dr.-Ing., a. d. Technischen Hochschule, Berlin, Lehrstuhl f. Statik der Schiffe, Zimmer E. B. 427, Charlottenburg, Berliner Str. 170/172 (Privat: Charlottenburg 9, Mecklenburgallee 22).
Schneider, Franz, Direktor, Berlin-Lankwitz, Mozartstraße 24.
Schnitzer-Fischer, Robert, Dipl.-Ing., Kempten i. Allg.
Scholler, Karl, Dr.-Ing., Hannover, Heinrichstr. 52.
Schraivogel, Karl, Dipl.-Ing., Berlin-Adlershof, Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V.
Schramm, Josef, Klingenthal i. Sa., Auerbacher Str., bei Köstler.
Schrenk, Martin, Dr.-Ing., Berlin-Cöpenick, Elseneck 17.
Schrenk, Oskar, Dipl.-Ing., Göttingen, Reinholdstr. 1.
Schroeder, Otto, Ing., Berlin SO 16, Schäferstr. 13/IV.
Schröder, Paul, Dr.-Ing., Hamburg 21, Zimmerstr. 19.
Schröder, Theodor, Dipl.-Ing., Berlin-Staaken, Siedlung an der Heerstr. 23.
Schrüffer, Alexander, Rechtsanw., Dr., Dir. d. Bayer. Flugzeugwerke A.-G., Augsburg.
Schubert, Rudolf, Dipl.-Ing., Direktor der Albatros-Flugzeugwerke, Berlin-Friedrichshagen, Seestr. 63.
Schües, Edgar, Hamburg, Mönckebergstr. 27.
Schüttler, Paul, Direktor der Pallas-Zenith-Gesellschaft, Charlottenburg, Wilmersdorfer Str. 85.
Schuler, Karl, Berlin NW 40, Friedrich-Karl-Ufer 2/4. Abt. K 5.
Schulte-Frohlinde, Dipl.-Ing., Berlin W 9, Schellingstr. 1.
Schultz, Ortwin von, Kaufmann, Wunstorf i. H., Bahnhofstraße 71.
Schumann, Herbert, Versicherungsbeamter, Leipzig-R., Oststr. 2.
Schwärzler, Karl, Ing., Warnemünde, Bismarckstr. 1c.

Schwager, Otto, Dipl.-Ing., Obering., München, Agnesstraße 10/I.
Schwarz, Carl, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Clausewitzstr. 4.
Schwarz, Fritz, Dipl.-Ing., Konstanz a. B., Technikum.
Schwarz, Hans, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Leibnizstr. 63.
Schwarz, Robert, Dipl.-Ing., Hannover, Militärstr. 20.
Schwengler, Johannes, Dr.-Ing., Strelitz i. M., Fürstenberger Str. 1.
Seckel, Fritz, Dr., Direktor, Frankfurt a. M., Rüsterstr. 10.
Seeberger, Wilhelm, Fabrikdirektor, Berlin-Frohnau, Maximiliankorso 65.
Seeger, Erich, Chefing. der Benzol-Vertrieb G. m. b. H., Berlin-Halensee, Joachim-Friedrichstr. 31.
Seehase, Dr.-Ing., Berlin SO 36, Elsenstr. 1.
Seewald, Friedrich, Dr.-Ing., Berlin-Johannisthal, Parkstraße 10.
Segitz, Walter, Dipl.-Ing., Berlin-Steglitz, Worpswederstraße 12/I.
Seidel, Reg.-Rat im Reichsamt für Landesaufnahme, Berlin SW 68, Lindenstr. 37 II.
Seifert, Direktor und Prof., Leiter d. Preuß. Versuchsanstalt für Wasserbau u. Schiffbau, Berlin NW 23, Schleuseninsel im Tiergarten.
Seiferth, Reinhold, Dipl.-Ing., Göttingen, Schillerstr. 30.
Seilkopf, Heinrich, Dr., Hamburg, Deutsche Wetterwarte.
Seldner, Eduard, Hauptmann, Berlin-Schmargendorf, Doberaner Str. 7.
Senzadenari, Oberst, Attaché bei der italienischen Botschaft, Berlin W, Kurfürstendamm 59/60.
Seppeler, Arnold, Ing., Stuttgart, Reinsburgstr. 140.
Seppeler, Ed., Dipl.-Ing., Berlin-Neukölln, Am Oberhafen 4.
Serno, Major a. D., Charlottenburg, Leonhardtstr. 5/II.
Seydel, Edgar, Dipl.-Ing., Berlin-Adlershof, Flugplatz (DVL).
Siecke, Werner, Dipl.-Ing., Warnemünde, Arado-Handelsges. m. b. H.
Silverberg, Paul, Generaldirektor, Dr., Köln, Kaiser-Friedrich-Ufer 55.
Simmet, Ludwig, Direktor, Charlottenburg, Wilmersdorferstr. 93.
Simon, Georg, Architekt, Hildesheim, Klägerhagen 5.
Simon, Robert Th., Kirn a. d. Nahe.
Soden-Fraunhofen, Graf von, Dipl.-Ing., Friedrichshafen a. B., Zeppelinstr. 10.
Solesin, Gino D., Direktor, Mailand, Via Erbe 1.
Solff, Karl, Major a. D., Direktor, Berlin-Grunewald, Hubertusallee 15.
Sommer, Paul, Major a. D., Dortmund, Bäumerstr. 26.
Spaak, George, Ziviling., Bergvik (Schweden).
Spiegel, Julius, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Fredericiastr. 32.
Spies, Rudolf, Dipl.-Ing., Berlin-Zehlendorf, Riemeisterstraße 1.
Spieweck, Bruno, Dr. phil., Berlin-Adlershof, Kronprinzenstraße 14/I.
Springsfeld, Carl, Fabrikdirektor, Dipl.-Ing., Aachen, Fafnirwerke A.-G.
Stachelsky, Horst von, Dipl.-Ing., Charlottenburg 5, Pestalozzistr. 51.
Stahl, Karl, Obering., Friedrichshafen a. B., Ailingerstr. 63.
Staiger, Ludwig, Ing., Berlin-Spandau, Weißenburgerstr. 50.
Staufer, Franz, Dipl.-Ing., Wien VI, Gumpendorferstr. 7.
Stauß, Emil Georg von, Dr.-Ing. E. h., Direktor der Deutschen Bank und Diskonto-Ges., Berlin W 8, Mauerstraße. 39 I.
Steffen, Major a. D., Berlin W 35, Blumeshof 17.
Steigenberger, Otto, Dipl.-Ing., Obering., Berlin-Wilmersdorf, Wittelsbacherstr. 17/III.
Steinen, Carl von den, Dr.-Ing., Bergedorf bei Hamburg, Grüner Weg 2.
Steinitz, Otto, Dr., Berlin SW 29, Bergmannstr. 51.
Stelling, August, Major a. D., Berlin W 62, Kleiststr. 8.
Stelzmann, Josef, Godesberg a. Rh., Von Grotheplatz 20.
Stempel, Friedrich, Oberstleutnant a. D., Direktor der Lokalbahn A.-G., München, Wittelsbacherplatz 4.
Stender, Walter, Ing., Berlin-Friedenau, Mainauerstr. 4.
Sterner, Eugen, Erlangen, Auf dem Berge 16.
Steude, Erich, Ing., Karlsruhe-Mühlburg, Philippstr. 29, b. Deimling.
Steuding, Hermann, Dr.-Ing., Breslau, Monhauptstr. 6.
Stieber, W., Dr.-Ing., Tokyo-Fü, Nr. 33, Aoyama Onden, Sendagayamachi.
Stoeckicht, Wilh., Dipl.-Ing., München-Solln, Erikastr. 3.
Stöhr, Werner, Dipl.-Ing., Großdeuben Post Gaschwitz bei Leipzig, Zehmenerstr. 2.
Straubel, Prof., Dr. med. et phil. h. c., Jena, Botzstr. 10.
Strughold, Hubertus, Priv.-Doz. Dr. med. et phil., Würzburg, Röntgenring 9.
Stubenrauch, E., Ing., Augsburg, Schertlinstr. 48a.
Student, Kurt, Hauptmann, Lötzen, Opr., Inf.-Reg. II.
Stüssel, Rudolf, Dr.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Schlangenbaderstr. 89.
Süring, R., Geh. Reg.-Rat, Prof. Dr., Vorsteher d. Meteorologischen Observatoriums, Potsdam, Telegrafenberg.

Tank, Kurt, Dipl.-Ing., Augsburg, Friedbergerstr. 6.
Tavel, Hesper von, Dipl.-Ing., Winterthur (Schweiz), Anton Graff-Straße 30.
Taub, Josef, Dipl.-Ing., Berlin NW, Klopstockstr. 50.
Tauber, Ernst, Rechtsanwalt, Dr., Berlin W 9, Potsdamerstraße 19 IV.
Temmler, Theodor H., Generaldirektor der Temmlerwerke, Berlin-Johannisthal.
Tempel, Heinz, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Schillerstr. 37/38.
Tetens, Hans, Major a. D., Direktor des Reichsverbandes der deutschen Luftfahrt-Industrie, Berlin-Halensee, Halberstädter Str. 2.
Tetens, Otto, Prof. Dr., Observator, Lindenberg, Kreis Beeskow, Observatorium.
Thalau, K., Dr.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Mansfelderstr. 13a.
Theis, Karl, Dipl.-Ing., Berlin NW 87, Tile Wardenbergstraße 29.
Thelen, Robert, Dipl.-Ing., Berlin-Hirschgarten, Eschenallee 5.
Thiel, Raphael, Dipl.-Ing., Warnemünde, Bismarckstr. 1c.
Thilo, Daniel, Präsident der Oberpostdirektion Potsdam, Potsdam, Am Kanal 16/18.
Thomas, Erik, Dipl.-Ing., Berlin-Neukölln, Lichtenraderstraße 62 IV.
Thüna, Frhr. von, Potsdam, Bertinistr. 17.
Thürmel, Erich, Direktor, Dr., Berlin-Siemensstadt, Wernerwerk.
Tietjens, Oskar, Dr. phil., 730 Princetown Blod., Wilkinsburg-Pa. USA.
Tischbein, Willy, Direktor d. Continental-Caoutchouc und Guttapercha Comp., Hannover, Vahrenwalder Str. 100.
Tismer, Generalmajor a. D., Berlin W 30, Motzstr. 85.
Toennies, E., Dipl.-Ing., Frankfurt a. M.-Heddernheim, Am Forum 22.
Töpfer, C., Dr.-Ing., Karlsruhe i. B., Technische Hochschule.
Tonn, Eberhard, Dipl.-Ing., Breslau 2, Buddestr. 11.
Trefftz, E., Prof. Dr., Dresden-A 24, Kuhnstr. 1.
Trenckmann, Johannes, Direktor, Rittergut Wendhausen b. Hildesheim.
Trentepohl, Rudolf, Hauptmann a. D., Berlin NW 6, Schiffbauerdamm 20.
Tschokoeff, Wassil, Sofia (Bulgarien), Zar Schischman 28.
Tyszka, Heinrich von, Berlin W 8, Taubenstr. 1/2.
Udet, Ernst, Kunstflugmeister, Berlin W 10, Bendlerstraße 14.

Uding, Rudolf, Dipl.-Ing., Berlin-Wilmersdorf, Wittelsbacherstr. 10/I.
Ulbert, Eduard, Ing., Augsburg, Völkstr. 30 III.
Ulderup, Wilh., Kaufmann, Berlin SW 29, Zentralflughafen, Luftfrako.
Unger, Eduard, Dr.-Ing., Direktor, Nürnberg, Wölkernstr. 35.
Ungern-Sternberg, Arved von, Dessau-Siedlung, Hasenwinkel 20.

Ursinus, Oskar, Ziviling., Frankfurt a. M., Bahnhofsplatz 8.
Uzel, Andrew, Geographical Engineer, 156 Street Broadway, New York City, USA.

Veiel, Georg Ernst, Dr. jur. et. rer. pol., Rittm. a. D., Berlin W 8, Pariser Platz 3.
Völcker, Kurt, Dipl.-Ing., Berlin NW. 87, Tile Wardenbergstr. 18.
Vogt, Richard, Dr.-Ing., Kobe (Japan), Nozaki-Vori, 4 Chome Nr. 4.
Volpert, Hermann, Dipl.-Ing., Augsburg, Hindenburgstr. 16.

Wachsmuth, Gustav Adolf, Syndikato Condor Ltda., Caixa postal 356, Rio de Janeiro, Brasilien.
Wagener, Werner, Vorstandsmitglied der Mitteldeutschen Luftverkehrs A.-G., Leipzig N 21, Geibelstr. 25.
Wagenführ, Felix, Oberstlt. a. D., Dir. d. Arado-Handelsgesellschaft, Berlin W 10, Friedrich-Wilhelm-Str. 18.
Wagner, Herbert, Prof. Dr.-Ing., Danzig-Langfuhr, Techn Hochschule.
Wagner, Rud., Dr., Direktor der Wagner-Hochdruck-Dampfturbinen A.-G., Hamburg, Bismarckstr. 105.
Walter, Franz, Ing., Berlin-Steglitz, Opitzstr. 3.
Weber, M., Prof. a. d. Techn. Hochschule Berlin, Charlottenburg, Berliner Str. 170/71.
Wedemeyer, August, Prof. Dr., Ministerialrat, Berlin-Schlachtensee, Heimstettenstr. 5.
Wehland, Franz, Techn., Köln, Unter-Sachsenhausen 3.
Weidinger, Hans, Dr.-Ing., Travemünde, Steuerbord 3, Villa Sonneck.
Weil, Kurt H., Dipl.-Ing., Teheran, Avenue Lalézar (Persien).
Weinig, Fritz, Dipl.-Ing., Charlottenburg, Pestalozzistraße 97.
Weißhaar, Erich, Prof. Dr., Direktor der staatlichen technischen Schulen, Hamburg, Lübecker Tor 24.
Wendlandt, Fritz, Dipl.-Ing., Techn. Hochschule Braunschweig, Lehrstuhl für Flugtechnik.
Wenk, Friedrich, Dr. phil. nat., Lindenberg, Kr. Beeskow, Observatorium.
Wentscher, Bruno, Hauptm. a. D., Redakteur a. Berl. Lokalanzeiger, Charlottenburg I, Guerickestr. 41.
Wertenson, Fritz, Ing., München, Isabellastr. 27.
Westphal, Paul, Ing., Berlin-Dahlem, Altensteinstr. 33.
Wette, Ernst, Verlagsbuchhändler, Berlin-Steglitz, Belfortstraße 5.
Weyl, Alfred Richard, Ing., Charlottenburg, Kaiserdamm 4.
Wichmann, Wilhelm, Ing., Augsburg, Bayer. Flugzeugwerke.
Wiederhold, Hasso, Dipl.-Ing., Kassel-Bettenhausen, Wohnstr. 54.
Wigand, Albert, Prof. Dr., Hamburg 20, Alsterkrug Chaussee 124.
Wilamowitz-Moellendorf, Hermann von, Hauptm. a. D., Charlottenburg 9, Eichenallee 12.
Wilck, Erich, Major a. D., Braunschweig, Flughafen.
Wilhelm, Kronprinz von Preußen, Kaiserliche und Königliche Hoheit, Berlin W 8, Unter den Linden 36.
Willmann, Paul, Fabrikbesitzer, Berlin SW 61, Blücherstraße 12.
Wimmer, Wilhelm, Major, Berlin-Lichterfelde, Karlstr. 6.
Windmüller, Herbert, Dipl.-Ing., Berlin NW 87, Agricolastraße 14a II.
Winter, Hermann, Dipl.-Ing., Augsburg, Lessingstr. 33.
Winterfeldt, Georg von, Kptlt. a. D., Potsdam, Neue Königstr. 81.
Wittig, Ernst, Dr.-Ing., Berlin-Friedenau, Wilhelmshöherstr. 22.
Wittmann, Karl, Berlin-Grünau, Mittelstr. 2, b. Fischer.
Wolf, Heinrich, Kaufmann, Leipzig, Brühl 61.
Wolff, E. B., Direktor, Dr., Amsterdam, Marinewerft.
Wolff, Hans, Dr. phil., Breslau VIII, Rotkretscham.
Wolff, Harald, Obering. d. Siemens-Schuckert-Werke, Charlottenburg, Niebuhrstr. 57.
Wronsky, Direktor der Deutschen Luft Hansa A.-G., Berlin-Lankwitz, Bruchwitzstr. 4.
Wulffen, Joachim von, Landwirt, Rittergut Frohberg b. Pirna i. Sa.

Ysenburg, Ludwig Graf von, Dr., Frankfurt a. M., Schubertstr. 10.

Zacharias, Herbert, stud. ing., Berlin-Lichterfelde-West, Drakestr. 36.
Zahn, Werner, Hauptmann a. D., Braunschweig, Rebenstraße 17.
Zeidler, Georg, Neuenhagen b. Berlin, Grenzstr. 11.
Zeyßig, Hans, Dipl.-Ing., Potsdam, Viktoriastr. 62.
Zimmermann, Robert, Ing., Dr., Dt. Liebau C S R.
Zimmer-Vorhaus, Major a. D., Breslau 13, Augustastr. 65.
Zindel, Ernst, Dipl.-Ing., Dessau, Goethestr. 26.
Zirn, Alfred, Ing., Berlin-Pankow, Achtermannstr. 40.
Zobel, Lothar, Direktor, Stuttgart, Fürstenstr. 1.
Zoller, Joh., Hofrat, Oberbaurat, Wien IX/2, Severingasse 7.
Zürn, W., Berlin W 30, Frankenstr. 9.

e) Außerordentliche Mitglieder.

Aero-Club von Deutschland, Berlin W 35, Blumeshof 17.
Aerogeodetic Mij voor Aerogeodesio, Zweigniederlassung Berlin-Zehlendorf Wsb., Goerzallee.
Aerotopograph G. m. b. H., Dresden-N. 23, Kleiststr. 10.
Albatros-Flugzeugwerke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal, Flugplatz.
Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Sekretariat I, Berlin NW 40, Friedrich-Karl-Ufer 2/4.
Allianz und Stuttgarter Verein Versicherungs-Aktienges., Abt. Luftfahrt-Vers., Berlin W 8, Taubenstr. 1/2.
American Motorless Aviation Corp. (Amac), 7 East, 42nd St., New York City USA.
Argus-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Reinickendorf.

Bayerische Flugzeugwerke A.-G., Augsburg, Haunstetterstraße 181 a.
Bayerische Motoren Werke A.-G., München, Lerchenauer Straße 76.
Bayerisches Staatsministerium des Äußeren, München, Promenadeplatz 22.
Benzol-Verband G. m. b. H., Abt. Verwaltung, Bochum.
Berliner Flughafen-Gesellschaft m. b. H., Berlin SW 29, Tempelhofer Feld.

Daimler-Benz A.-G., Mannheim.
Deutsch-Amerikanische Petroleum-Gesellschaft, Hamburg, Neuer Jungfernstieg 21.
Deutsche Edelstahlwerke A.-G., Krefeld.
Deutsche Luft Hansa A.-G., Berlin SW 68, Lindenstr. 35.
Deutsche Verkehrsfliegerschule G. m. b. H., Braunschweig, Flughafen.
Deutsches Museum, München, Museumsinsel 1.
Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.-Seemoos.
Dürener Metallwerke A.-G., Düren, Rhld.

Fertigung G. m. b. H., Berlin W 35, Potsdamerstr. 28.

Gesellschaft der Freunde der Hamburgischen Versuchsanstalt für Schiffbau, Hamburg, Alsterdamm 39.
Gesellschaft für drahtlose Telegraphie m. b. H. »Telefunken«, Berlin SW 11, Hallesches Ufer 12/13.
Gyrorektor-Gesellschaft m. b. H., Berlin SW 68, Alexandrinenstr. 11.

Hamburg-Amerika-Linie, Hamburg.

I. G. Farbenindustrie-Aktiengesellschaft, Frankfurt a. M., Gutleutstr. 31.

Knorr-Bremse A.-G., Berlin-Lichtenberg.

Landeshauptmann in Nassau, Der —, Bezirksverband Wiesbaden, Wiesbaden, Landeshaus.

Leipziger Messeamt, Körperschaft des öffentlichen Rechts, Leipzig, Markt 4.
Leipziger Verein für Luftfahrt und Flugwesen E. V., (DLV), Leipzig, Tröndlinring 3 II.
Ludolph, W., A.-G., Bremerhaven, Mühlenstr. 2.

Magistrat der Stadt Aachen, Aachen.
Magistrat Berlin, Berlin W 9, Friedrich-Ebert-Str. 5.
Magistrat der Stadt Halle a. S.
Magistrat der Stadt Wiesbaden.
Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg A.-G., Augsburg.
Maybach-Motorenbau G. m. b. H., Friedrichshafen a. B.
Meßter, Ed., Abt. Optikon, Berlin W 35, Am Karlsbad 16.
Metall-Ges. m. b. H. Frankfurt a. M., Bockenheimer Anlage 45.

Nationale Automobil-Gesellschaft A.-G., Berlin-Oberschöneweide.
Norddeutscher Lloyd, Agentur Berlin G. m. b. H., Berlin W 8, Unter den Linden 1.

Oberschlesische Luftverkehr A.-G., Gleiwitz O.-S.
Oetker, Dr. August, Bielefeld.
»Olex« Deutsche Petroleum-Verkaufs-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Schöneberg, Martin-Luther-Str. 61/66.
Osram G. m. b. H., Komm.-Ges., z. H. d. Herrn Dr. Fritz Born, Berlin O 17, Rotherstr. 20/3.

Pintsch A.-G., Julius, Berlin O 27, Andreasstr. 72/73.
Preuß. Minister für Handel und Gewerbe, Berlin W 66, Leipzigerstr. 2.

Raab-Katzenstein-Flugzeugwerk G. m. b. H., Cassel-B.. Deutsche Werke.
Rautenbach, Rudolf, Aluminium- und Metallgießerei, Solingen.
Reichsverband d. Deutschen Automobilindustrie, Charlottenburg, Hardenbergstr. 8.
Rat der Stadt Leipzig, Ratshauptkanzlei, Leipzig, Neues Rathaus.
Rhenania-Ossag-Mineralöle A.-G., Düsseldorf, Rhenaniahaus.
Rohrbach-Metallflugzeugbau G. m. b. H., Berlin N 39, Kiautschoustr. 9/12.

Sächsisches Finanzministerium, II. Abteilung, Dr. Sorge, Dresden N 6.
Siemens-Werke, General-Sekretariat d. —, Siemensstadt b. Berlin. Verwaltungsgebäude.
Signaldienst G. m. b. H., Berlin SW 68, Oranienstr. 103.
Stadtrat der Landeshauptstadt München, Referat XII, München, Rathaus.

Ungarische Fliegerversuchsstation, Székesfehèrvár-Sóstó (Ungarn), Budapest.
Ungarisches Luftamt, Budapest I, Besci caputer 4.
Uteg-Metallwaren G. m. b. H., Hermann, Berlin W 62, Wittenbergplatz 2.

Verband Deutscher Flieger i. d. C. S. R., Ortsgruppe Mähr.-Schönberg, Vorsitzender: Fritz Schuster, Mähr.-Schönberg (Šumperk)
Verband deutscher Flughäfen, Berlin SW 29, Flughafen.
Vereinigte Aluminium-Werke A.-G., Lautawerk (Lausitz).
Vereinigte Floßbootwerke »Möwe«, Berlin SO 16, Köpenickerstr. 32a.
Vereinigte Kugellagerfabriken A.-G., Berlin W 56, Schinkelplatz 5/6.

Waggonfabrik A.-G., Uerdingen (Rhein).
Wagner, Günther, Hannover.
Wirtschaftsamt der Stadt Frankfurt a. M.

Zeiß, Carl, Abt. Bibliothek, Jena.

II. Satzung.

Neudruck nach den Beschlüssen der XVIII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung vom 5. bis 8. November 1929.

I. Name und Sitz der Gesellschaft.

§ 1.

Die am 3. April 1912 gegründete Gesellschaft führt den Namen »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt E. V.«. Sie hat ihren Sitz in Berlin und ist in das Vereinsregister des Amtsgerichtes Berlin-Mitte eingetragen unter dem Namen: »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt. Eingetragener Verein.«

II. Zweck der Gesellschaft.

§ 2.

Zweck der Gesellschaft ist die Förderung der Luftfahrt auf allen Gebieten der Theorie und Praxis, insbesondere durch folgende Mittel:

1. Mitgliederversammlungen und Sprechabende, an denen Vorträge gehalten und Fachangelegenheiten besprochen werden.
2. Herausgabe einer Zeitschrift sowie von Forschungsarbeiten, Vorträgen und Besprechungen auf dem Gebiete der Luftfahrt.
3. Stellung von Preisaufgaben, Anregung von Versuchen, Veranstaltung und Unterstützung von Wettbewerben.

§ 3.

Die Gesellschaft soll Ortsgruppen bilden und mit anderen Vereinigungen, die verwandte Bestrebungen verfolgen, zusammenarbeiten.

Sie kann zur Bearbeitung wichtiger Fragen Sonderausschüsse einsetzen.

III. Mitgliedschaft.

§ 4.

Die Gesellschaft besteht aus:
- ordentlichen Mitgliedern,
- außerordentlichen Mitgliedern,
- Ehrenmitgliedern.

§ 5.

Ordentliche Mitglieder können nur physische Personen werden, die in Luftfahrtwissenschaft oder -praxis tätig sind, oder von denen eine Förderung dieser Gebiete zu erwarten ist; die Aufnahme muß von zwei ordentlichen Mitgliedern der Gesellschaft befürwortet werden.

Das Gesuch um Aufnahme als ordentliches Mitglied ist an den Vorstand zu richten, der über die Aufnahme entscheidet. Wird von diesem die Aufnahme abgelehnt, so ist innerhalb 14 Tagen Berufung an den Vorstandsrat (§ 17) statthaft, der endgültig entscheidet.

§ 6.

Die ordentlichen Mitglieder können an den Versammlungen der Gesellschaft mit beschließender Stimme teilnehmen und Anträge stellen, sie haben das Recht, zu wählen und können gewählt werden; sie erhalten die Zeitschrift der Gesellschaft kostenlos geliefert.

§ 7.

Sämtliche Mitgliederbeiträge werden vom Vorstand verbindlich festgesetzt.

Ordentlichen Mitgliedern, die das 30. Lebensjahr noch nicht vollendet haben, ist gestattet, ein Drittel des Jahresbeitrages, der für die ordentlichen Mitglieder, die das 30. Lebensjahr vollendet haben, festgesetzt ist, als Beitrag zu zahlen[1]). Der Beitrag ist vor dem 1. Januar des Geschäftsjahres zu entrichten. Mitglieder, die im Laufe des Jahres eintreten, zahlen den vollen Beitrag innerhalb eines Monats nach der Aufnahme. Erfolgt die Beitragszahlung nicht in der vorgeschriebenen Zeit, so wird sie durch Postauftrag oder Postnachnahme auf Kosten der Säumigen eingezogen.

Mitglieder, die im Ausland ihren Wohnsitz haben, zahlen den Beitrag nach Vereinbarung mit der Geschäftsstelle.

Der Vorstand wird ermächtigt, den Beitrag auf Antrag in Ausnahmefällen bis auf $\frac{1}{3}$ des ordentlichen Beitrages zu ermäßigen.

§ 8.

Ordentliche Mitglieder können durch eine einmalige Zahlung einer Summe, die vom Vorstand festgesetzt wird, lebenslängliche Mitglieder werden. Diese sind von der Zahlung der Jahresbeiträge, nicht aber von erforderlich werdenden Umlagen befreit.

§ 9.

Außerordentliche Mitglieder können Körperschaften, Firmen usw. werden, von denen eine Förderung der Gesellschaft zu erwarten ist. Bei nicht rechtsfähigen Gesellschaften erwirbt ihr satzungsmäßiger oder besonders bestellter Vertreter die außerordentliche Mitgliedschaft.

Das Gesuch um Aufnahme als außerordentliches Mitglied ist an den Vorstand zu richten, der über die Aufnahme endgültig entscheidet.

§ 10.

Die außerordentlichen Mitglieder können an den Veranstaltungen der Gesellschaft durch einen Vertreter, der jedoch nur beratende Stimme hat, teilnehmen und auch Anträge stellen. Sie erhalten die Zeitschrift kostenlos geliefert.

§ 11.

Der Beitrag der außerordentlichen Mitglieder, welcher ein Vielfaches des Beitrages der ordentlichen Mitglieder beträgt, wird in gleicher Weise wie der der ordentlichen Mitglieder festgesetzt und entrichtet (vgl. § 7).

Sie können ebenfalls durch eine einmalige Zahlung der in gleicher Weise festgesetzten Summe auf 30 Jahre Mitglied werden.

Für außerordentliche Mitglieder, die ihren Sitz im Ausland haben, gelten in bezug auf die Höhe des Beitrages gleichfalls die Vorschriften des § 7, Abs. 3.

Der Vorstand ist berechtigt, auf Antrag in Ausnahmefällen den Beitrag der außerordentlichen Mitglieder bis auf den $1\frac{1}{2}$fachen Betrag der ordentlichen Mitglieder herabzusetzen.

§ 12.

Ehrenmitglieder können Personen werden, die sich um die Zwecke der Gesellschaft hervorragend verdient gemacht haben. Ihre Wahl erfolgt auf Vorschlag des Vorstandes durch die Hauptversammlung.

---

[1]) Gemäß Beschluß der XV. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung fällt bei Ermäßigung des Mitgliedsbeitrages der Bezug der Zeitschriften aus.



§ 13.

Ehrenmitglieder haben die Rechte der ordentlichen Mitglieder und gehören überzählig dem Vorstandsrat (§ 21) an. Sie sind von der Zahlung der Jahresbeiträge befreit.

§ 14.

Mitglieder können jederzeit aus der Gesellschaft austreten[1]). Der Austritt erfolgt durch schriftliche Anzeige an den Vorstand; die Verpflichtung zur Entrichtung des laufenden Jahresbeitrages wird durch den Austritt nicht aufgehoben, jedoch erlischt damit jeder Anspruch an das Vermögen der Gesellschaft.

§ 15.

Mitglieder können auf Beschluß des Vorstandes und Vorstandsrates ausgeschlossen werden. Hierzu ist dreiviertel Mehrheit der anwesenden Stimmberechtigten erforderlich. Gegen einen derartigen Beschluß gibt es keine Berufung. Mit dem Ausschluß erlischt jeder Anspruch an das Vermögen der Gesellschaft.

§ 16.

Mitglieder, die trotz wiederholter Mahnung mit den Beiträgen in Verzug bleiben, können durch Beschluß des Vorstandes und Vorstandsrates von der Mitgliederliste gestrichen werden. Hiermit erlischt jeder Anspruch an das Vermögen der Gesellschaft.

IV. Vorstand und Vorstandsrat.

§ 17.

An der Spitze der Gesellschaft stehen:
der Ehrenvorsitzende,
der Vorstand,
der Vorstandsrat.

§ 18.

Der Ehrenvorsitzende wird auf Vorschlag des Vorstandes von der Hauptversammlung auf Lebenszeit gewählt.

§ 19.

Der Vorstand besteht aus drei Personen, dem Vorsitzenden und zwei stellvertretenden Vorsitzenden. Ein Vorstandsmitglied verwaltet das Schatzmeisteramt.

Der Vorsitzende kann gleichzeitig das Amt des wissenschaftlichen Leiters oder des Schatzmeisters bekleiden. Dann ist das dritte Vorstandsmitglied stellvertretender Vorsitzender.

§ 20.

Der Vorstand besorgt selbständig alle Angelegenheiten der Gesellschaft, insoweit sie nicht der Mitwirkung des Vorstandsrates oder der Mitgliederversammlung bedürfen. Er hat das Recht, zu seiner Unterstützung einen Geschäftsführer und sonstiges Personal anzustellen.

Der Vorstand regelt die Verteilung seiner Geschäfte nach eigenem Ermessen.

Urkunden, die die Gesellschaft für längere Dauer oder in finanzieller Hinsicht erheblich verpflichten, sowie Vollmachten sind jedoch von mindestens zwei Vorstandsmitgliedern zu unterzeichnen. Welche Urkunden unter diese Bestimmung fallen, entscheidet der Vorstand selbständig.

§ 21.

Der Vorstandsrat besteht aus mindestens 30, höchstens 40 Mitgliedern. Er steht dem Vorstand mit Rat und Anregung zur Seite. Seiner Mitwirkung bedarf:

1. die Entscheidung über die Aufnahme als ordentliches Mitglied, wenn sie vom Vorstand abgelehnt ist,
2. der Ausschluß von Mitgliedern und das Streichen von der Mitgliederliste,
3. die Zusammensetzung von Ausschüssen (§ 3),
4. die Wahl von Ersatzmännern für Vorstand und Vorstandsrat (§ 23).

§ 22.

Die Sitzungen des Vorstandsrates finden unter der Leitung eines Vorstandsmitgliedes statt. Der Vorstand beruft den Vorstandsrat schriftlich, so oft es die Lage der Geschäfte erfordert, mindestens aber jährlich einmal, ebenso, wenn fünf Mitglieder des Vorstandsrates es schriftlich beantragen. Die Tagesordnung ist, wenn möglich, vorher mitzuteilen. Der Vorstandsrat hat das Recht, durch Beschluß seine Tagesordnung abzuändern. Er ist beschlußfähig, wenn ein Mitglied des Vorstandes und mindestens sieben Mitglieder anwesend sind, bzw. wenn er auf eine erneute Einberufung hin mit der gleichen Tagesordnung zusammentritt. Er beschließt mit einfacher Stimmenmehrheit. Bei Stimmengleichheit entscheidet die Stimme des Vorsitzenden, bei Wahlen jedoch das Los.

§ 23.

Der Vorsitzende, die beiden stellvertretenden Vorsitzenden, sowie der Vorstandsrat werden von den stimmberechtigten Mitgliedern der Gesellschaft auf die Dauer von drei Jahren gewählt. Nach Ablauf eines jeden Geschäftsjahres scheidet das dienstälteste Drittel des Vorstandsrates aus; bei gleichem Dienstalter entscheidet das Los. Eine Wiederwahl ist zulässig.

Scheidet ein Mitglied des Vorstandes während seiner Amtsdauer aus, so müssen Vorstand und Vorstandsrat einen Ersatzmann wählen, der das Amt bis zur nächsten ordentlichen Mitgliederversammlung führt. Für den Rest der Amtsdauer des ausgeschiedenen Vorstandsmitgliedes wählt die ordentliche Mitgliederversammlung ein neues Mitglied.

Wenn die Zahl des Vorstandsrates unter 30 sinkt, oder wenn besondere Gründe vorliegen, so hat der Vorstandsrat auf Vorschlag des Vorstandes das Recht der Zuwahl, die der Bestätigung der nächsten Mitgliederversammlung unterliegt.

§ 24.

Der Geschäftsführer der Gesellschaft hat seine Tätigkeit nach den Anweisungen des Vorstandes auszuüben, muß zu allen Sitzungen des Vorstandes und Vorstandsrates zugezogen werden und hat in ihnen beratende Stimme.

§ 25.

Das Geschäftsjahr ist das Kalenderjahr.

V. Mitgliederversammlungen.

§ 26.

Die Mitgliederversammlung ist das oberste Organ der Gesellschaft; ihre Beschlüsse sind für Vorstand und Vorstandsrat bindend.

Zu den ordentlichen Mitgliederversammlungen lädt der Vorstand mindestens drei Wochen vorher schriftlich unter Mitteilung der Tagesordnung ein.

Zu außerordentlichen Mitgliederversammlungen muß der Vorstand zehn Tage vorher schriftlich einladen.

§ 27.

Die ordentliche Mitgliederversammlung soll jährlich abgehalten werden. Auf derselben haben wissenschaftliche Vorträge und Besprechungen stattzufinden. Im besonderen unterliegen ihrer Beschlußfassung:

1. Die Entlastung des Vorstandes und Vorstandsrates (§ 24).
2. Die Wahl des Vorstandes und Vorstandsrates.
3. Die Wahl von zwei Rechnungsprüfern für das nächste Jahr.
4. Die Wahl des Ortes und der Zeit für die nächste ordentliche Mitgliederversammlung.

[1]) Nach Beschluß des Vorstandsrats vom 8. Januar 1921 ist der Austritt von Mitgliedern bis spätestens 30. November des laufenden Jahres anzumelden, andernfalls der Beitrag auch noch für das nächste Jahr zu zahlen ist.



§ 28.

Außerordentliche Mitgliederversammlungen können vom Vorstand unter Bestimmung des Ortes anberaumt werden, wenn es die Lage der Geschäfte erfordert; eine solche Mitgliederversammlung muß innerhalb vier Wochen stattfinden, wenn mindestens 30 stimmberechtigte Mitglieder mit Angabe des Beratungsgegenstandes es schriftlich beantragen.

§ 29.

Anträge von Mitgliedern zur ordentlichen Mitgliederversammlung müssen der Geschäftsstelle mit Begründung 14 Tage, und soweit sie eine Satzungsänderung oder die Auflösung der Gesellschaft betreffen, vier Wochen vor der Versammlung durch eingeschriebenen Brief eingereicht werden.

§ 30.

Die Mitgliederversammlung beschließt, soweit nicht Änderungen der Satzung oder des Zweckes oder die Auflösung der Gesellschaft in Frage kommen, mit einfacher Stimmenmehrheit der anwesenden stimmberechtigten Mitglieder. Bei Stimmengleichheit entscheidet die Stimme des Vorsitzenden; bei Wahlen jedoch das Los.

§ 31.

Eine Abänderung der Satzung oder des Zweckes der Gesellschaft kann nur durch Mehrheitsbeschluß von drei Vierteln der in einer Mitgliederversammlung erschienenen Stimmberechtigten erfolgen.

§ 32.

Wenn nicht mindestens 20 anwesende stimmberechtigte Mitglieder namentliche Abstimmung verlangen, wird in allen Versammlungen durch Erheben der Hand abgestimmt. Wahlen erfolgen durch Stimmzettel oder durch Zuruf. Sie müssen durch Stimmzettel erfolgen, sobald der Wahl durch Zuruf auch nur von einem Mitglied widersprochen wird.

Ergibt sich bei einer Wahl nicht sofort die Mehrheit, so sind bei einem zweiten Wahlgange die beiden Kandidaten zur engeren Wahl zu bringen, für die vorher die meisten Stimmen abgegeben waren. Bei Stimmengleichheit kommen alle, welche die gleiche Stimmenzahl erhalten haben, in die engere Wahl. Wenn auch der zweite Wahlgang Stimmengleichheit ergibt, so entscheidet das Los darüber, wer nochmals in die engere Wahl zu kommen hat.

§ 33.

In allen Versammlungen führt der Geschäftsführer eine Niederschrift, die von ihm und dem Leiter der Versammlung unterzeichnet wird.

VI. Auflösung der Gesellschaft.

§ 34.

Die Auflösung der Gesellschaft muß von mindestens einem Drittel der stimmberechtigten Mitglieder beantragt werden.

Sie kann nur in einer Mitgliederversammlung durch eine Dreiviertel-Mehrheit aller stimmberechtigten Mitglieder beschlossen werden. Sind weniger als drei Viertel aller stimmberechtigten Mitglieder anwesend. so muß eine zweite Versammlung zu gleichem Zwecke einberufen werden, bei der eine Mehrheit von drei Vierteln der anwesenden stimmberechtigten Mitglieder über die Auflösung entscheidet.

§ 35.

Bei Auflösung der Gesellschaft ist auch über die Verwendung des Gesellschaftsvermögens zu beschließen; doch darf es nur zur Förderung der Luftfahrt verwendet werden.

III. Kurzer Bericht

über den Verlauf der XVIII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V. (WGL) vom 5. bis 8. November 1929 in Berlin.

Auf der Hauptversammlung in Danzig 1928 wurden der WGL so viele Einladungen von deutschen und ausländischen Städten überbracht, daß es damals unmöglich war, sofort eine Auswahl zu treffen. Die endgültige Entscheidung über den Tagungsort wurde daher, wie in den Jahren vorher, dem Vorstand überlassen. Leider mußten die mit Wien bereits gepflogenen Verhandlungen infolge der allgemeinen wirtschaftlichen Lage der Luftfahrt abgebrochen werden, und der Vorstand beschloß, die diesjährige Hauptversammlung in der Reichshauptstadt abzuhalten, um nach langer Zeit wieder einmal in Berlin zu tagen. Aus allen Teilen Deutschlands waren die Teilnehmer herbeigeeilt, um dieser Versammlung, welche durch ihr reichhaltiges Programm einen sehr interessanten Verlauf versprach, beizuwohnen. Zahlreiche prominente Vertreter der Wissenschaft, der Behörden, der Luftfahrtverbände und Firmen waren erschienen, um das auserlesene Programm von Vorträgen anzuhören und an den geselligen Darbietungen teilzunehmen. Die große Zahl der Teilnehmer, die ca. 1000 betrug, beweist, welch reichen Anklang die Tagung allerseits gefunden hat.

Es würde an dieser Stelle zu weit führen, die Namen aller derjenigen aufzuführen, die vermöge ihrer Stellung und ihrer Verdienste in der deutschen Luftfahrt einen Anspruch darauf haben, genannt zu werden. Sie waren alle da. Es sei daher nur ein ganz geringer Teil hier kurz herausgegriffen: Der Vorsitz und die Leitung lagen in Händen des 1. Vorsitzenden, Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. E. h. Schütte, des stellvertretenden Vorsitzenden Oberstleutnant a. D. Wagenführ, und des Geschäftsführers der WGL, Generalsekretär Krupp, während Herr Prof. Prandtl durch eine Weltreise am Erscheinen verhindert war. Vertreten waren: das Reichsverkehrsministerium durch Ministerialdirigent Dr.-Ing. E. h. Brandenburg und Prof. Everling, das Reichsfinanzministerium durch Ministerialrat Dr. Greiner, das Reichspostministerium durch Ministerialrat Gut, das Reichswehrministerium durch Admiral Raeder, Oberst Karlewski und Major Felmy, das Preußische Ministerium des Innern durch Staatssekretär Dr. v. Abegg, das Preußische Handelsministerium durch Ministerialrat Knipfer, das Preußische Kultusministerium durch Ministerialrat Dr. v. Rottenburg, das Reichspatentamt durch Oberregierungsrat Reiniger, die Technische Hochschule Berlin durch Seine Magnifizenz Prof. Dr.-Ing. Drawe, die Stadt Berlin durch Stadtbaurat Dr.-Ing. Adler, die Deutsche Luft-Hansa A.-G. durch Direktor Milch, die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt durch Prof. Dr.-Ing. Hoff, Prof. Dr.-Ing. Madelung und v. Dewitz, die Aerodynamische Versuchsanstalt Göttingen durch Prof. A. Betz, die Hamburgische Schiffbau-Versuchsanstalt durch Dr.-Ing. Kempf, die Schiffbautechnische Gesellschaft durch Dr. Mohr, die Gesellschaft der Freunde und Förderer der Hamburgischen Schiffbau-Versuchsanstalt durch Seine Exzellenz Vizeadmiral Rogge, der Aero-Club von Deutschland durch Major a. D. v. Kehler. der Österreichische Aero-Club durch Vizepräsident Peßl, der Deutsche Luftfahrt-Verband E. V. durch Staatsminister a. D. Dominicus, der Reichsverband der Deutschen Industrie durch v. Düren, der Reichsverband der Deutschen Luftfahrt-Industrie durch Admiral a. D. Lahs und Direktor Tetens, der Verein Deutscher Ingenieure durch Prof. Mader, der Verband Deutscher Flughäfen durch Direktor Sauernheimer, die Berliner Flughafen-Gesellschaft durch Direktor Böttger. Außer diesen Genannten waren die Vertreter der Flugzeugfirmen und die der angrenzenden Gebiete zahlreich erschienen.

Die Tagung begann wie üblich mit der **Sitzung des Vorstandsrates** am Dienstag, dem 5. November, vormittags 10 Uhr 30 im Flughafengebäude des Flughafens Tempelhof, worauf eine Besichtigung der Anlagen unter Führung des Direktors Sauernheimer stattfand, während v. Köppen auf einer Albatros L 79 und Achgelis auf Focke Wulf Kiebitz Kunstflüge vorführten.

Bei dem anschließenden Frühstück begrüßte Herr Stadtbaurat Dr.-Ing. Adler, Vorsitzender des Aufsichtsrates der Berliner Flughafen-Gesellschaft, den Vorstandsrat und das jüngste Ehrenmitglied der Gesellschaft, Herrn Prof. Junkers, und wies auf die Fortschritte der Luftfahrt hin, die zum Teil darin bestünden, daß es möglich war, die Sitzung in einem Flughafengebäude abzuhalten. Herr Justizrat Dr. Hahn dankte darauf der Berliner Flughafen-Gesellschaft für die freundliche Einladung und erwähnte die weitverzweigten Arbeiten der WGL, zu welchen auch die Fragen der Bodenorganisation gehören.

Am Abend desselben Tages fand der **Empfang der Mitglieder und Gäste durch die Stadt Berlin im Rathaus** statt. Herr Bürgermeister Scholtz begrüßte im Namen der Stadt Berlin die Teilnehmer herzlich und verknüpfte mit seinem Willkommengruß die Glückwünsche für das jüngste Ehrenmitglied der WGL, Herrn Prof. Junkers, und wies anschließend auf die Entwicklung der Luftfahrt hin.

Technik und Luftfahrt stünden heute im Vordergrund des Interesses; er erinnerte an den Empfang der amerikanikanischen Flieger, an die Rückkehr der deutschen Piloten, die den Ozean überquerten, an den historischen Weltflug des »Graf Zeppelin« und bedauerte, daß es der Stadt Berlin nicht vergönnt gewesen sei, den Führer des Luftschiffes, Dr. Eckener und seine Mannschaft ebenfalls im Rathaus begrüßen und beglückwünschen zu dürfen.

Ebenso wie die Stadtverwaltung und die städtischen Körperschaften durch den Ausbau des Flughafens Tempelhof, den Ankauf von Staaken, dem vorgesehenen Luftschiffhafen Europas, und dem Aufkauf des Fluggeländes in Johannisthal und Britz, die Förderung des Segelfluges und die Errichtung einer Gedenkstätte für den Altmeister Lilienthal in Lichterfelde, ihr besonderes Interesse zum Ausdruck gebracht hätte, so gelte auch das Interesse der diesjährigen Tagung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt in Berlin, welche durch ihre einundzwanzig Verhandlungsgegenstände sicher manche Anregung brächte und wünschte dem weiteren Verlauf der Tagung die besten Erfolge.

Der Vorsitzende, Herr Geheimrat Schütte, dankte in kurzen Worten für den liebenswürdigen Empfang seitens der Stadt und erinnerte an die Gründung der Gesellschaft unter dem Vorsitz des verstorbenen Ehrenvorsitzenden Seine Königliche Hoheit Prinz Heinrich von Preußen, und sprach von all dem, was die WGL mit Berlin verbinde, und gab der Hoffnung Ausdruck, daß der Geist Berlins auch fernerhin führend auf dem Gebiete der Luftfahrt sein möge.

Der 6. November vereinigte die Teilnehmer der Tagung zu der ersten wissenschaftlichen Sitzung in der Technischen

Hochschule zu Berlin. Nach der Begrüßung der Mitglieder und Gäste durch den Vorsitzenden, Herrn Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. E. h. Schütte, gab der Vorsitzende einen kurzen, jedoch umfassenden Überblick über die Tätigkeit der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt in den letzten 10 Jahren. Anschließend daran gab der Vorsitzende bekannt, daß Professor Junkers zum Ehrenmitglied der WGL ernannt sei und überreichte ihm die Ehrenurkunde. Seine Magnifizenz, der Rektor der Technischen Hochschule Berlin, Herr Prof. Dr.-Ing. E. h. Drawe, begrüßte die Versammlung im Namen der Technischen Hochschule und hieß sie in ihren Räumen willkommen.

Darauf begann die wissenschaftliche Tagung mit dem Vortrag des Herrn **Dr. Dornier** über das Thema **„Das Flugschiff Do X“:**

Der Vortrag gliedert sich in fünf Hauptabschnitte: Entwurf, konstruktive Durchbildung, Ausführung, Erprobung und Ergebnisse. In der Einleitung wird darauf hingewiesen, daß den Anstoß zum Bau des Flugschiffes Do. X. Erwägungen wirtschaftlicher und industrieller Natur gegeben haben.

Die Entwurfsarbeiten gehen zurück auf das Jahr 1924. Der leitende Gedanke bei den Entwurfsarbeiten war: zur Erreichung »nur technisch Erprobtes« heranzuziehen. Es stand von Anfang fest, daß das erste Flugschiff ein »Boot« sein müsse. Die Gesichtspunkte, welche für Wahl und Anordnung der Motore maßgebend waren, werden dargelegt. Der Einfluß des oberhalb der Tragfläche angeordneten Hilfsflügels auf die Eigenschaften des Flugzeuges wird an Hand der Polare gezeigt.

Die Unterwasserformen des Bootes, soweit dieselben von Einfluß auf den Startvorgang sind, wurden gegenüber den früher ausgeführten Booten wenig geändert.

Ein wesentliches Merkmal des Bootes ist die zum erstenmal in der Geschichte des Flugzeugbaues durchgeführte Einteilung in drei unabhängige Decks: Kommandodeck, Passagierdeck und Betriebsmitteldeck.

Der Flügel hat eine Gesamtprojektionsfläche von 486 m². Das Einheitsgewicht des Flügels beträgt 15,5 kg pro m². Dieses geringe Gewicht wurde erreicht durch Verwendung einer halbfreitragenden Flügelbauweise. Der Flügel ist als dreiholmiges, dreifach abgestütztes Tragwerk ausgebildet. Dieses neuartige System ergibt infolge der eigenartigen Verbundwirkung besondere Steifheit und Torsionsfestigkeit.

Bei der Besprechung der konstruktiven Durchbildung des Flugschiffes ist die neuartige Ausbildung der Flügelabdeckung besonders erwähnenswert. Die konstruktive Durchbildung des Bootes bringt statisch eine wesentliche Neuerung durch die Einführung eines 23 m langen, an der höchsten Stelle 2 m hohen Kielträgers.

Bei dem Flugschiff Do. X. ist zum ersten Male in der Geschichte der Fliegerei den Flugzeugführern die Überwachung der Antriebsanlage abgenommen worden. Selbstverständlich ist dem Führer nach wie vor die volle Betätigungsmöglichkeit sämtlicher Motoren in die Hand gegeben. Anlassen, Fernüberwachung und Außerbetriebsetzen der Motoren erfolgt von einem zentralen Schaltraum aus.

Die Betriebsmittelanlage faßt normalerweise 16600 l Benzin und 1600 l Öl.

Die Ausführung des Flugschiffes erfolgte in den Werkstätten der »Aktiengesellschaft für Dornier-Flugzeuge, Altenrhein«. Mit den Ausführungsarbeiten wurde Ende 1927 begonnen. Der Stapellauf mit anschließendem ersten Fluge erfolgte am 12. Juli 1929. Größere Schwierigkeiten fabrikationstechnischer Natur sind während des Baues nicht aufgetreten.

Die bisherigen Ergebnisse der Erprobung des Flugschiffes werden wie folgt zusammengefaßt: Der Start ist überraschend gut. Das Boot kommt auch mit hohen Zuladungen in wenigen Sekunden auf Stufe. Die Stabilität auf dem Wasser und die Manövriereigenschaften entsprechen den Erwartungen. Die Sichtverhältnisse sind vorzüglich. Die Landung macht keine Schwierigkeiten. Die Motoranlage ist vibrationsfrei. Die Zeit um sämtliche 12 Motoren in Gang zu setzen beträgt durchschnittlich 4 bis 5 Minuten. Die Flugeigenschaften sind normal. Die Ruder sind leichtgängig. Einbau von Hilfsmaschinen zur Ruderbetätigung ist unnötig. Die Zentralisierung der Triebwerksüberwachung und vollständige Trennung vom Führer bewährt sich.

Bei der Besprechung der Ergebnisse wird gezeigt, daß die vertraglich eingegangenen Leistungen von den erreichten Leistungen wesentlich übertroffen wurden. Die Zusammenhänge zwischen Reichweite und Nutzlast des Flugschiffes werden an Hand eines Diagrammes erläutert. Die größte Aussicht auf Wirtschaftlichkeit des Flugschiffes wird bei den derzeitigen Motoren im Einsatz auf Strecken von 1000 bis 1500 km angenommen. In Sonderfällen ist Wirtschaftlichkeit auf ganz kurzen Strecken gegeben. Die Kosten für den Betriebskilometer wurden zu RM. 15,— bis RM. 18,— ermittelt. Der Tonnenkilometer stellt sich je nach Streckenlänge und jährlicher Streckenleistung auf RM. 2,— bis RM. 1,50.

In einer Zusammenstellung werden für eine Reihe verschiedener Strecken die Flugzeiten und Nutzlasten, welche sich bei der Verwendung des Flugschiffes ergeben würden, aufgeführt. Es ergibt sich beispielsweise, daß zwischen New York und Atlantic-City — Entfernung 180 km — 12500 kg Nutzlast befördert werden können, zwischen Marseille und Algier — Entfernung 800 km — können 9000 kg Nutzlast oder 95 Personen befördert werden.

Auf einem Schaubild wird die Steigerung der Zuladefähigkeit von Flugzeugen innerhalb der letzten 14 Jahre dargestellt. Von 1918 bis 1928, also innerhalb von 10 Jahren ist die Zuladung von 3700 kg auf 7500 kg gestiegen, also um 100% gesteigert worden. Das Flugschiff Do. X. bringt die Zuladung von 1928 von 7500 kg mit einem Schlage im Jahre 1929 auf 22000 kg, verdreifacht also die Höchstzuladung innerhalb eines Jahres.

Es wird darauf hingewiesen, daß durch den Bau des Flugschiffes Do. X. der Nachweis erbracht wurde, daß die Vergrößerung der Abmessungen das Baugewicht nicht in dem ungünstigen Sinne beeinflußt, wie dies früher von vielen Autoren angenommen wurde. Der Vortragende verleiht der Überzeugung Ausdruck, daß innerhalb der nächsten 10 Jahre die Zuladungen von Seeflugzeugen auf 100 t und noch mehr gesteigert werden. Er verspricht sich von der Vergrößerung auch neue Impulse für die Entwicklung der Motoren, da die großen Flugschiffe einen Überschuß von Zuladefähigkeit haben werden, der zum Teil dazu benützt werden kann, das Gewicht der Triebwerksanlage zu erhöhen; damit kann die Betriebssicherheit gesteigert und der Betriebsmittelverbrauch gesenkt werden.

Nunmehr folgte der Vortrag des Herrn **Dr. Gasterstädt „Über die Entwicklung des Flugzeug-Ölmotors von Junkers“.** Er führte hierbei etwa folgendes aus:

Die fast zwei Jahrzehnte zurückgehenden Arbeiten von Junkers am Ölflugmotor gehen aus von der heute ja schon ziemlich bekannten besonderen Eignung des Dieselmotors als Flugzeugmotor: seinem kleinen Brennstoffverbrauch, der Nutzlast und Reichweite des Flugzeuges steigert, der geringen Feuersgefahr und den niedrigen Brennstoffkosten; neben kleineren Vorteilen wie Störungsfreiheit des Funkdienstes sowie des wahrscheinlich einfacheren und betrieblich unempfindlichen Aufbaues des Motors. Zwei Hauptforderungen des Flugmotorenbaues, Schnellauf und Leichtbau, erschwerten aber außerordentlich die Entwicklung, einerseits wegen der kurzen Einspritzzeiten, anderseits wegen der hohen Gasdrücke.

In der Geschichte des Junkers-Zweitakt-Doppelkolbenmotors beginnen die Versuche zum Flugmotor schon 1914, wo die ersten Umgestaltungen für die Bedingungen des Schnellaufs studiert wurden. Die Bedingungen des Leichtbaus führten schon damals zum Aufbau als Zweiwellenmotor. Eine Zwischenlösung im Kriege als Zündermotor brachte wertvolle Entwicklungserfahrungen, so daß nach Wiederaufblühen des Junkers-Flugzeugbaues im Jahre 1923 erneut die Entwicklung aufgenommen werden konnte. Es wurde sofort die Aufgabe gestellt, einen 700- bis 800-

pferdigen Ölmotor zu entwickeln im Hinblick auf das kommende Großflugzeug des Luftverkehrs. Dieser Motor mußte von einem Leistungsgewicht des normalen Junkersmotors von 30 kg/PS oder des Junkers-Fahrzeugmotors von 7 kg/PS auf 1,4 kg/PS gebracht werden. Studien an Versuchsmaschinen und einer ersten Ausführung führten zum heutigen Aufbau als stehender 6zylindriger Motor »FO 4« mit gegossenem Blockgehäuse.

Aus der Entwicklung der Elemente des Motors, die eine große Reihe von Untersuchungen verlangte, werden näher berührt: die Spülung mit ihren durch den Schnellauf bedingten geringen Durchlaßwiderständen und geeigneter Steuerung. Das Einspritzverfahren, welches unter Anwendung von vier Düsen in $^1/_{1000}$ s den Brennstoff fein zerstäuben und mit der Ladeluft gut mischen muß, die dazu nötige Rotation und Turbulenz der Ladeluft, alles um ohne störende Nebenerscheinungen eine vollkommene Verbrennung zu erzielen. Ein sehr wichtiger Punkt auch die zu immer größerer Einfachheit ausgebildeten Brennstoffpumpen für hohen Druck und kleinste Brennstoffmengen. Die einstufige Turbospülpumpe mit ihrem besonders gestalteten Laufrad für eine Umfangsgeschwindigkeit von 200 m/s und ihrem vor den Gefahren der ungleichmäßigen Wellenbewegung geschützten Antrieb. Der Gehäuseaufbau in geschlossener Blockform, der zugleich eine neuartige Lagerung des Motors im Flugzeug einführt und nach jeder Richtung steif sein muß, ein Gußstück von schwierigster Ausführung. Die Lagerung der Kurbelwelle, bei der Gleit-, Rollen- und Nadellager in den Bereich der Untersuchungen gezogen wurden. Die schon seit einigen Jahren bei den Junkers-Flugmotoren erfolgreich durchgeführten Untersuchungen über die Drehschwingungen im Triebwerk wurden sinngemäß auf das neue Schwingungssystem des Zweiwellenmotors übertragen. In Zusammenarbeit mit dem Schwesterflugzeugwerk wurden die Anpassung an das Flugzeug und die Versuchsflüge durchgeführt, die noch im Gange sind.

Nach dem gemeinsamen Frühstück in der Technischen Hochschule folgte der Vortrag des Herrn **Dr. Koppe** über **„Luftnavigierung und die Arbeiten des Navigierungsausschusses der WGL“**, welcher etwa folgendes ausführte:

Anknüpfend an die im vorjährigen Vortrage »Über die Bedeutung der Meßtechnik für die Luftfahrt« ausgeführten Gedankengänge wird gezeigt, daß die rasche Entwicklung der Luftfahrt zu einer selbständigen Wissenschaft und Technik in der ganzen Welt zu übermäßiger Bewertung einzelner Fortschritte, besonders der Leistungen der Luftfahrzeuge in bezug auf Geschwindigkeit, Trag- und Steigfähigkeit usw. geführt hat. Daneben sind bisher die allgemeine gute Brauchbarkeit der Luftfahrzeuge, ihre Sicherheit, vor allem ihre Eigenschaften weniger betont worden. Das verbindende Glied zwischen Luftfahrtwissenschaft und -technik und der Luftfahrtpraxis ist die Luftfahrzeugführung; dazu gehört auch die Luftnavigierung.

Luftfahrzeuge sind erst dann zur erfolgreichen Durchführung navigatorischer Aufgaben geeignet, wenn sie bestimmten Anforderungen genügen. Neben genügenden Leistungen soll das Luftfahrzeug über gute Flugeigenschaften, vor allem hinreichende Eigenstabilität verfügen. Das Triebwerk soll zuverlässig sein und großen Leistungsüberschuß besitzen. Die meßtechnische Ausrüstung als Ersatz für mangelnde Sinnesorgane muß jederzeit die Durchführung von gefahrlosen Blindflügen ermöglichen. Wo das bisher Schwierigkeiten begegnete, ist die Ursache nur beim Luftfahrzeug oder in der meßtechnischen Ausrüstung oder beim Führer zu suchen.

Die bereits erfolgreich erprobte Selbststeuerung der Luftfahrzeuge erhöht die Sicherheit des Fliegens, macht den Führer für navigatorische Arbeiten frei, erspart also Personal und gibt überhaupt erst die sichere Grundlage für erfolgreiche navigatorische Arbeit. Der Flieger wird damit im besten Sinne des Wortes zum Führer seines Flugzeuges.

Zur Höhenmessung über Grund hat sich bisher nur das Behm-Echolot bewährt; es gestattet zugleich die Berichtigung der barometrischen Höhenmessung.

Die Luftortung muß auf ebene Darstellungen der Erdoberfläche, d. h. Karten, bezogen werden. Dazu dienen Mercatorkarten neben gnomonischen und polykonischen gleichzeitig. Zur Richtungsbestimmung in Luftfahrzeugen werden vor allem Magnetkompasse benutzt, auf deren Störungen durch die Betriebsbedingungen des Flugzeuges näher eingegangen wird. Die Ermittlung der Bewegung über Grund geschieht mit Hilfe von Abdriftmessern.

Bei unsichtigem Wetter ist die Luftortung nur mit Bordmitteln bisher kaum möglich. Die astronomische Ortsbestimmung bleibt abhängig von der Genauigkeit eines künstlichen Horizontes im Luftfahrzeug.

Weitere Möglichkeiten der Luftortung im Nebel sind nur durch Zuhilfenahme von Bodenmitteln gegeben. Die für das Flugzeug besonders schwierige Aufgabe der Übermittlung von Zeichen zur Ortsbestimmung wird allgemein für alle physikalischen Möglichkeiten untersucht. Elektromagnetische Wellen allein haben sich bisher gut bewährt. Eigenpeilung ist der Fremdpeilung vorzuziehen. Die Mischpeilung mit Hilfe des Leitstrahls bietet zur Kennzeichnung von festen Luftstrecken besondere Vorteile. Die jetzige Nachtflugstrecken-Befeuerung wird als vorläufiger Notbehelf angesehen. Die meteorologische Navigation kann auch durch eigene Messungen Schlüsse auf den Zustand des Luftmeeres ziehen; die Übertragung von Wetterkarten durch Bildfunk bedeutet große Vorteile.

Die Navigierung im Polargebiet wird im April — dem Zeitpunkt der geplanten Forschungsfahrt der Aeroarctic mit dem Luftschiff »Graf Zeppelin« — mit besonders günstigen atmosphärischen Bedingungen rechnen können. Die Vereisungsgefahr ist in dieser Jahreszeit sehr gering. Die üblichen Verfahren zur Ortsbestimmung arbeiten mit Ausnahme der Funkortung im Polargebiet mit recht schwierigen Verhältnissen; es wird notwendig sein, sie alle recht geschickt zusammenzufassen.

Der Navigierungs-Ausschuß der WGL hat sich mit allen Einzelfragen der Luftnavigierung eingehend beschäftigt. Er ist bemüht, durch rege, ehrenamtliche Zusammenarbeit seiner Mitglieder unter dem bewährten Vorsitz von Herrn Prof. Berson eine bestehende Lücke in der Luftfahrt auszufüllen und einer Zersplitterung der Kräfte vorzubeugen. Träger und Pfleger der Luftnavigierung sind die Luftfahrzeugführer selbst und die Ausbildungsinstitute — Fliegerschulen und Hochschulen. Dem Staat erwächst die Pflicht, die Luftnavigation in geeigneter Weise zu fördern.

Nur auf den Schultern einer zuverlässigen Luftnavigierung kann sich ein Luftverkehr entwickeln. — Nur ein zu allen Tages- und Jahreszeiten durchführbarer Luftverkehr hat Aussicht wirtschaftlich zu sein.

Anschließend sprach Herr **Dipl.-Ing. Glöckner „Über Flugzeugpeilung“:**

Der Vortrag gibt einen Überblick über den derzeitigen Stand und die Bedeutung der Funkpeilung für die Luftfahrt. Diese ist schon heute eine wichtige Voraussetzung für die Regelmäßigkeit und Betriebssicherheit des Luftverkehrs geworden, wie die in Deutschland seit etwa 1½ Jahren bestehende Einrichtung der »Fremdpeilung« bewiesen hat. Der Aufbau und die Arbeitsweise der Bodenpeilstelle wird beschrieben und die Genauigkeiten des Verfahrens sowie seine Leistungsfähigkeit an Hand von Untersuchungen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt dargelegt. Die festgestellten — verhältnismäßig geringen — Funkfehlweisungen werden erörtert. Dabei wird auch auf den sog. »Antennenfehler« eingegangen, der sich aus der Verwendung der Flugzeugschleppantenne ergibt.

Eine sehr wertvolle Stütze insbesondere bei Flügen über lange Strecken erfährt die Navigation durch die Anwendung der »Eigenpeilung«. Daraus ergibt sich der große Vorteil, daß sowohl die zahlreichen bereits bestehenden Sender navigatorischen Zwecken dienstbar gemacht werden

können, als auch daß ein und derselbe Sender gleichzeitig von mehreren Flugzeugen gepeilt werden kann. Das Bordpeilgerät zeichnet sich durch seine vielseitige Verwendbarkeit aus, da es neben seiner eigentlichen Aufgabe der Ortsbestimmung und der Anwendung auf Zielflüge auch als Nachrichtenempfänger dient. Die Erfahrungen mit diesem Gerät und seine Eigenschaften werden eingehend behandelt.

Von den Verfahren der Flugzeugpeilung, die mit gerichteten Sendern arbeiten, wird besonders das in Amerika sehr verbreitete Leitstrahlsystem (Radio beacon) beschrieben.

Als fünfter und letzter Redner des ersten Sitzungstages sprach Herr **Obering. Naatz** über **„Die neuesten Fortschritte im Pralluftschiffbau“** etwa folgenden Inhalts:

Die Entwicklung des Pralluftschiffes hat in den letzten Jahren eine Reihe bemerkenswerter Neuerungen gebracht, die nicht nur für Prallschiffe sondern auch für Starrschiffe von Bedeutung sind. So ist man erst bei Prallschiffen und dann bei Starrschiffen zu der kurzen Form übergegangen, nachdem es sich in der Tat gezeigt hat, daß kurze Formen geringeren Luftwiderstand haben und eine leichtere Konstruktion ermöglichen. Dafür sind aber die kurzen Formen aerodynamisch schwerer stabil zu bekommen und müssen gegebenenfalls mit größerem Leitwerk ausgerüstet werden als bisher. Prallschiffe müssen so gebaut werden, daß entweder die Hülle aus wenig dehnbarem Material hergestellt wird oder daß absteifende Gerüste zu Hilfe genommen werden. Eine undehnbare Hülle besitzt z. B. das kürzlich in Amerika herausgebrachte Ganzmetallschiff ZMC — 2 von Upson, das bei Heliumgasfüllung unbrennbar ist und daher militärischen Wert hat. Ein brauchbares Schiff wird es aber erst, wenn es beweist, daß das vorübergehende Schwinden des Überdruckes, auf den das Schiff angewiesen ist, ihm nicht schadet. Eine andere Lösung, die Hülle undehnbar zu machen, stellt das vom Redner früher vorgeschlagene Stahlnetz-Luftschiff dar. Bei Anwendung von absteifenden Gerüsten leistet die jetzt oft angewandte Innenaufhängung durch den Gasraum hindurch ausgezeichnete Dienste, wie Nobile es an seinen Schiffen »Norge« und »Italia« gezeigt hat. Um die neueren Einrichtungen des Prallschiffes durch eigene Erfahrung kennen zu lernen und zugleich eigene Neuerungen zu erproben, hat die Wasser- und Luft-Fahrzeug-Gesellschaft m. b. H. in Seddin bei Stolp die Gelegenheit eines Auftrages aus privater Hand benutzt und das Luftschiff »P. N. 28« mit diesen Neuerungen versehen. Eine Reihe von Lichtbildern zeigte, wie es gelungen war, eine vollkommen glatte Form ohne sog. Anhängsel zu schaffen, indem das gelenkig ausgebildete Laufganggerüst in das Innere des Schiffes verlegt und das Leitwerk freitragend, ohne äußere Aufhängeseile ausgebildet wurde. Von besonderem Interesse war die automatische Druckhaltung des Schiffes, die zum erstenmal in vollkommener Weise gelungen war.

Eine einfache und zweckmäßige Lösung stellt auch die Art der Verankerung des Schiffes am Mast dar, die sich während eines dreimonatigen Fahrbetriebs sehr gut bewährt hat.

Ein Film zum Schluß des Vortrages zeigte einige Manöver des kleinen Luftschiffes beim Starten, Landen, Verankern und im Fluge.

Im Anschluß an jeden Vortrag und den folgenden fanden lebhafte Aussprachen statt, die ebenso wie die Vorträge selbst im Jahrbuch 1929 der WGL ausführlich wiedergegeben werden.

Abends trafen sich sämtliche Gäste und Mitglieder zu einem gemeinsamen **Festessen im Hotel Kaiserhof.**

Der Vorsitzende, Herr Geheimrat Schütte, hielt eine kurze Begrüßungsansprache, in der er auf seine Ausführungen in der Technischen Hochschule zu Beginn der wissenschaftlichen Vorträge hinwies. Herr Ministerialdirigent Brandenburg überbrachte die Grüße des Reichsverkehrsministers und der anderen Behörden und erwähnte hierbei die ansehnliche Reihe deutscher Luftfahrterfolge im vergangenen Jahr.

Herr Kapitän Boykow hielt daran anschließend eine lustige Damenrede, die sehr zur Erheiterung beitrug.

Der folgende Tag begann mit der **geschäftlichen Sitzung,** in welcher der Vorsitzende den Bericht über das verflossene Geschäftsjahr erstattete und dann zu den Arbeiten der einzelnen wissenschaftlichen Ausschüsse überging. Er teilte ferner mit, daß der Vorstandsrat in seiner Sitzung beschlossen habe, den Mitgliedsbeitrag für ordentliche Mitglieder, die ihren Wohnsitz außerhalb Groß-Berlins haben, auf M. 32,— und für ordentliche Mitglieder, die in Groß-Berlin wohnen, auf M. 40,— zu erhöhen, wozu er auf Grund der Satzung berechtigt sei, während der Mitgliedsbeitrag für außerordentliche Mitglieder in Höhe von mindestens M. 100,— bestehen blieb. Des weiteren teilte der Vorsitzende, Herr Geheimrat Schütte, mit, daß Hptm. a. D. Krupp nach Abwicklung der Geschäfte für die Tagung aus seinem Amt als Generalsekretär ausscheide und Major a. D. Carganico an seine Stelle trete. Er beantragte darauf Entlastung des Vorstandes und Vorstandsrates, die einstimmig erteilt wurde. Als nächster Tagungsort wurde wiederum Wien in Aussicht genommen, doch soll der endgültige Entschluß darüber dem Vorstand vorbehalten bleiben.

Nach der geschäftlichen Sitzung sprach als erster Herr **Dr.-Ing. Rumpler** über **„Technisch-Wissenschaftliches zur Frage der Langstreckenflugzeuge“:**

Der Vortrag bezieht sich in erster Linie auf Langstrecken-Wasserflugzeuge, doch findet vieles des Gesagten sinngemäß Anwendung auf Landflugzeuge.

Um unter den vielen Möglichkeiten einen Ruhepunkt zu schaffen, sollen die ganzen Erörterungen sich auf ein Flugzeug, das sogenannte Ausgangsflugzeug, beziehen. Für dieses sind auch sämtliche Versuche in Göttingen und Hamburg ausgeführt worden.

Zu den wichtigsten Gesichtspunkten, die klargelegt werden sollen, gehört die Frage des größten Propellerwirkungsgrades. Die Beantwortung hängt von dem Verhältnis der Höhe bzw. Tiefe der Tragflächen zum Durchmesser des Propellers ab. Seine Lage ist, da er wegen der Vielmotorigkeit des Flugzeuges relativ klein ist, von größter Bedeutung. Man ist sich heute darüber klar, daß im Interesse der Betriebssicherheit die motorische Kraftquelle in viele und daher relativ kleine Einheiten zerlegt werden muß, um bei dem Ausfall eines Motors die Gleichgewichtsstörung des ganzen Systems klein zu halten. Bei dem dadurch bedingten kleinen Propeller muß dieser hinter der Tragfläche liegen, damit der nach rückwärts geworfene Propellerstrahl sich frei auswirken kann.

Die Frage des günstigsten Platzes für die Motoren muß unter dem Gesichtspunkt der besten Zugänglichkeit, des geringsten Luftwiderstandes und der größten Betriebssicherheit beantwortet werden. Folglich müssen die Motoren im Innern der Tragfläche, vollständig frei zugänglich angeordnet werden. Dadurch ist auch die Tragflächenoberseite an keiner Stelle unterbrochen.

Es zeigt sich, daß die Voraussetzung für die günstigste Lage der Motoren und der Propeller sehr verschieden ist. Daher sind Kraftübertragungsorgane unvermeidlich. Am einfachsten werden diese, wenn die Propeller direkt in der Verlängerung der Motorkurbel angeordnet und durch einfache Torsionswellen miteinander verbunden werden. Hierbei ist auch der mechanische Wirkungsgrad ein Optimum.

Das Lärm-Problem zählt zu den wichtigsten, da es kaum denkbar ist, daß die Passagiere bei einem etwa 20stündigen Flug andauernd dem Geräusch der Motoren ausgesetzt sein dürfen. Das Lärm-Problem wird durch genügende Entfernung und durch gute Schalldämpfung zwischen Motoren und Passagieren und durch Anordnung der Passagierkabinen in der Fahrtrichtung vor den Motoren restlos gelöst.

Von außerordentlicher Bedeutung ist der Einfluß der Lastenverteilung auf das Baugewicht der Flügel. Dr. Rumpler vergleicht drei Anordnungen. Bei der ersten ist die Gesamtlast in der Mitte, bei der zweiten ist sie auf

0,34 und bei der dritten auf 0,67 der Flügelspannweite verteilt. Bei der zentralen Belastung findet ein viel größeres Konstruktionsgewicht, und zwar 9000 kg, mehr als bei gleichförmig verteilten Lasten statt. Damit ist erwiesen, daß bei Langstrecken-Flugzeugen eine weitgehende Lastenverteilung stattfinden muß, um die Zuladung am günstigsten zu gestalten.

Der Vortragende beschreibt nun die in Göttingen stattgefundenen aerodynamischen Modellversuche an dem Ausgangsflugzeug, das ein Gesamtgewicht von 105 und eine Zuladung von rd. 60 t, sowie eine Reisegeschwindigkeit von 300 km/h und eine Reichweite von 6000 km besitzt. Diese Versuche stützen sich auf reichliche Ziffern und Lichtbildmaterial und untersuchen die genaue Lage der Propellerachsen gegenüber der Tragfläche. Die Ergebnisse zeigen, daß man mit Hilfe der systematisch durchgeführten Versuche sehr wohl in der Lage ist, die nach dem Stande der Technik beste Lösung der aerodynamischen Fragen zu finden.

Nunmehr bespricht Dr. Rumpler die in Hamburg stattgefundenen hydrodynamischen Untersuchungen. Auch hier werden auf Grund von zahlreichen Durchrechnungen und Schaubildern die günstigsten Ergebnisse für den Start des Flugboots ermittelt. Es zeigt sich, daß diese erreicht werden, wenn die Summe aller horizontalen Widerstände, das ist der hydrodynamischen, mehr der aerodynamischen, in jedem Augenblick erheblich kleiner ist als die jeweilig zugehörende Propellerzugkraft. Die Art, wie dies erreicht wird, wird in klarer, übersichtlicher Weise dargelegt. Die eingehenden Versuche haben zu dem Ergebnis geführt, daß das 105 t schwere Flugzeug bei den ermittelten Schwimmerformen in 14 s bzw. nach 135 m auf die Stufe kommt, und in 38 s bzw. nach 850 m Start das Wasser vollständig verläßt.

Bei den ganzen Messungen sind, abgesehen von den Ergebnissen, die zu ihrer Erlangung angewendeten Versuchs- und teilweise neuen Auswertungsmethoden besonders interessant.

Der Vortragende führt nun zahlreiche Bilder der in Hamburg gemachten Arbeiten vor, durch die bewiesen wird, daß die richtige Bootsform von Langstrecken-Flugzeugen durch systematisch durchgeführte Versuche ermittelt werden kann. Dies ist von hoher Bedeutung, weil dadurch bei Neubauten die Erfolgaussichten gewaltig steigen.

Dr. Rumpler bespricht nun den Einfluß von verschiedenartigen Fehlern auf die Größe der zahlenden Nutzlast. Es werden drei verschiedene Flugzeuge, und zwar für Flugstrecken von 1000, 3000 und 6000 km verglichen. Diese drei Flugzeuge haben gleiche zahlende Nutzlast, gleiche Tragflächenbelastung, das gleiche Verhältnis von Zuladung zum Anfangsgewicht und setzen gleiche aerodynamische Güte voraus. Es werden die Folgen des um 5% verschlechterten Wirkungsgrades, der Erhöhung des Betriebsstoffverbrauches um 10% und der Vergrößerung des schädlichen Widerstandes um 0,01 untersucht. Es zeigt sich aus den Rechnungen und dem Kurvenverlauf, daß durch die drei angegebenen Fehler die verbleibende Nutzlast beim Langstrecken-Flugzeug relativ und absolut viel rascher sinkt als bei normaler Reichweite. Der Vortragende zieht daraus die Nutzanwendung, daß beim Langstrecken-Flugzeug weder im großen noch im kleinen gesündigt werden darf.

Dr. Rumpler bespricht nun den Einfluß von Fehlern auf den Brennstoffverbrauch und stellt fest, daß alle Fehler, die in irgendeinem Teil der ganzen Anlage gemacht werden, ihren letzten und vielleicht entscheidenden Ausdruck im erhöhten Brennstoffgewicht finden. Er regt daher die Ergänzung der bestehenden Formeln durch Anwendung einer neuen Bruchzahl an, in deren Zähler das Brennstoffgewicht, und in deren Nenner das Gewicht der zahlenden Nutzlast ist. Die Wertigkeit des Flugzeuges wird dann um so höher sein, je kleiner die erwähnte Bruchzahl ist. In eingehender Weise wird nun besprochen, unter welchen Bedingungen diese Bruchzahl ein Minimum wird.

Der Vortragende vergleicht nun an Hand eines neuartigen Diagrammes die in verschiedenen Höhen bei überdimensionierten Motoren zur Verfügung stehenden Maximalleistungen mit dem Arbeitsbedarf des zugehörigen Flugzeuges beim Start, beim Steigen und beim Horizontalflug in 4000 m Höhe.

Die Zusammenfassung ergibt, daß die ganzen im Diagramm zusammengestellten Überschüsse zwischen Leistung des Motors und Leistungsbedarf des Flugzeuges eine richtige Arbeitsbilanz darstellen. Sie zeigt, daß der für den Horizontalflug in größeren Höhen geforderte Leistungsüberschuß und der beim Steigen und beim Start als zweckmäßig erkannte Überschuß nicht in weiten Grenzen verschieden sind. Die stark verbreitete Annahme, daß beim Starten des Flugzeuges ein besonders großer Arbeitsbedarf notwendig ist, trifft also für Flugzeuge, bei denen aus Gründen der Betriebssicherheit für den Horizontalflug in größeren Höhen ein erheblicher Leistungsüberschuß verlangt wird, nicht zu. Aus diesem Grunde scheint es, daß die zusätzlichen Einrichtungen für den Start, wie Katapulte, Raketen u. dgl., für Langstrecken-Flugzeuge eine Komplikation darstellen, die zu vermeiden ist.

Dem Geschwindigkeitsproblem mißt Dr. Rumpler eine überragende Bedeutung bei. Er führt drei Diagramme für Flugzeuge mit 100, 200 und 300 km Eigengeschwindigkeit vor. In dem einen ist über der Geschwindigkeit des Gegenwindes die effektive Reisegeschwindigkeit aufgetragen. In dem zweiten ist der gleiche Gedanke, in Prozenten ausgedrückt, eingezeichnet. Und am deutlichsten wird die schädliche Einwirkung der verschieden großen Gegenwinde bei den drei Vergleichs-Flugzeugen durch Ermittlung der erhöhten Reisedauer. Als Reisestrecke wurden 6000 km gewählt. Es zeigt sich, daß bei dem 300-km-Flugzeug die Reisezeit von 20 auf 28,6 h, bei dem 200-km-Flugzeug von 30 auf 54,5 h und bei dem 100-km-Flugzeug die Reisezeit sogar von 60 auf 600 h steigt. Diese Zahlen beziehen sich auf einen Gegenwind von 25 m/s. Aus dem Schaubild kann man aber ohne weiteres die Erhöhung der Reisedauer für die geringeren, normal auftretenden Windgeschwindigkeiten ohne weiteres herauslesen. Die Gegenüberstellung der drei Diagramme zeigt deutlich, daß die Reisedauer bei schnellen Flugzeugen wenig und bei langsamen außerordentlich rasch steigt.

Der Vortragende zieht daraus das Ergebnis, daß die heutige Geschwindigkeit der Flugzeuge noch sehr erheblich erhöht werden muß und sagt, daß, im Falle dies nicht oder nur unvollkommen gelingen sollte, dem Langstrecken-Luftverkehr in Zukunft nur ein bescheidener Geltungsbereich zukommen würde.

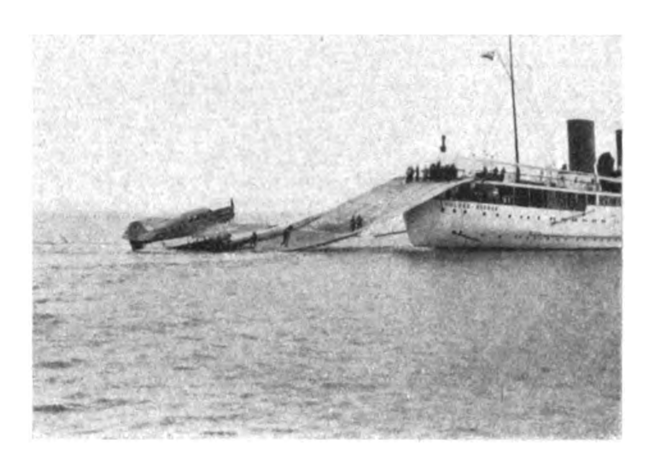
Dr. Rumpler sagt in seinem Schlußwort, daß die Bedeutung des Langstrecken-Flugzeuges augenblicklich im Vordergrund des Interesses stehe, und daß die Schaffung dieses Flugzeuges bzw. seine Fortentwicklung die Konstrukteure aller Länder in hohem Maße beschäftigt.

Herr **Dipl.-Ing. Kiwull** gab über das Thema **„Zusammenarbeiten von Schiff und Flugzeug"** folgende Darlegungen:

Das Aufnehmen und Absetzen von Seeflugzeugen an Bord von fahrenden Schiffen auf See ermöglicht eine Segeltuchbahn von 12 m Breite und 35 bis 40 m Länge, welche vom Heck des Schiffes im Propellerstrom nachgeschleppt wird. Das obere Ende der Bahn ist an Deck befestigt und das im Wasser nachschleppende Ende mit einem Widerstandskörper versehen, der mittels Trossen an Bord des Schiffes zurückgeholt und reguliert wird. Dieser Widerstandskörper erzeugt unter der Bahn einen Stau, daher die Bezeichnung Staubahn, und fängt durch ein Netzgebilde den Propellerstrom auf, der beim Durchströmen des Netzes in eine gleichmäßige Strömung umgewandelt wird, so daß hinter der Bahn ruhiges Wasser zum Schutze des Seeflugzeuges entsteht.

Das durch den Widerstandskörper straff gespannte Segel ist unter 15° zur Wasserfläche geneigt und besteht aus einer Mittelbahn, die durch Stahltrossen und Quer-

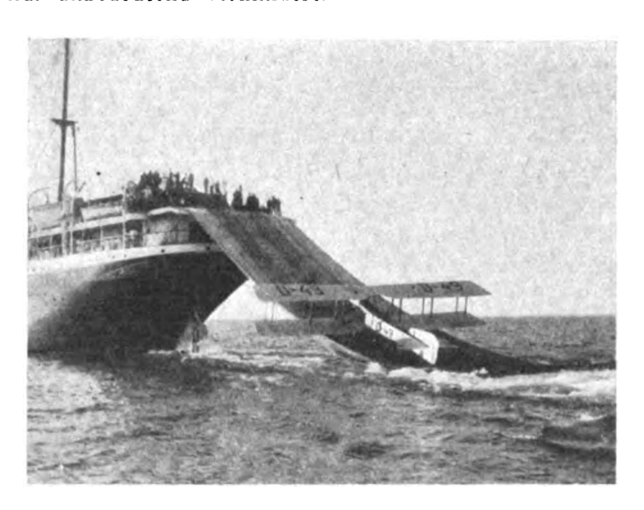
segelleisten, welche auf der Unterseite des Segels liegen, versteift ist und aus zwei Seitenbahnen, die als Schutzreeling angeordnet sind. Die Staubahn wird mittels Rückholern genau wie ein großes Segel auf den Segelschiffen eingeholt und ausgesetzt.



Beim Aufnehmen des Seeflugzeuges hält das Schiff Kurs gegen Wind. Das Flugzeug setzt im Bereich des ruhigen Wassers auf das Wasser auf, rollt an das Segel heran und fährt mit beschleunigter Fahrt gasgebend auf den unteren Teil der Bahn elastisch und stoßfrei auf. Das auf der Bahn im Staubereich aufsitzende Flugzeug wird vom Schiff mitgeschleppt, die Passagiere gehen über die Staubahn an Bord des Schiffes (Bild »Roland«). Postübergabe, Motorbesichtigung und Tanken werden auf See ermöglicht.

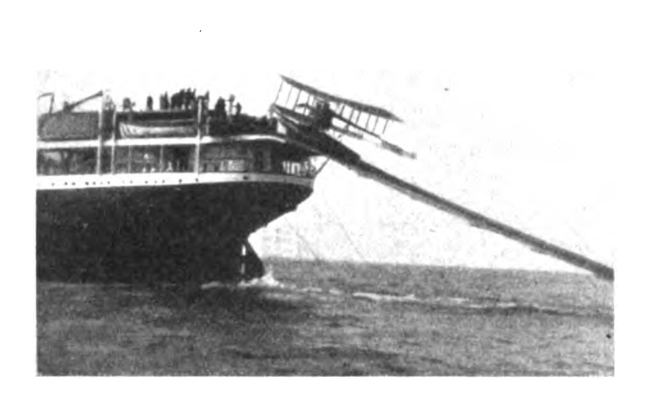
Beim Absetzen des Seeflugzeuges wird die Fahrt des Schiffes vermindert, wodurch das Segel absackt und das Flugzeug horizontal aufschwimmt; während das Schiff mit voller Fahrt in einer schlanken Kurve weiterfährt, startet das Flugzeug, das ruhige Wasser hinter der Staubahn und die Lee-Seite des Schiffes ausnutzend.

Die Konstruktion der Staubahn ermöglicht, das Gewicht des auf dem Segel aufsitzenden Flugzeuges durch eine Wasserverdrängung auszugleichen und die Stabilität der Anlage so sicherzustellen, daß jedes Seeflugzeug, unabhängig von seinem Eigengewicht, ob Flugboot oder Schwimmerflugzeug, mittels der Staubahn auf See von jedem Schiff aufgenommen, bedient und wieder abgesetzt werden kann, während das Schiff bei diesem Manöver seine Fahrt nur unbedeutend vermindert.



Die Manövrierfähigkeit des Schiffes mit der Staubahn bedingt, bei Fahrt des Schiffes im Schlangenlinien-Kurs, durch Rudermanöver und Propellerstrom die Zerstörung der Dünung und des Seegangs im Bereich des Kielwassers, wodurch für jedes Seeflugzeug eine ruhige und geschützte Start- oder Ziel-Bahn geschaffen wird.

Die in der Travemünder Bucht ausgeführten Versuche mit dem Seebäderdampfer des Norddeutschen Lloyd »Roland« haben die seemännische und fliegerische Brauchbarkeit der Staubahn bestätigt. Die Arbeiten auf dem Lloyddampfer »Lützow« während seiner Heimreise von



Genua nach Bremerhaven haben gezeigt, daß es möglich ist, über die Staubahn ein Flugzeug an Bord zu befördern und ebenso abzusetzen (Bild »Lützow«), so daß es sofort wieder starten kann.

Die praktischen Anwendungen des Verfahrens ermöglichen bei Schnelldampfern das Zusammenarbeiten von Katapult und Staubahn, wodurch die wirtschaftliche Ausnutzung des Katapult-Flugzeuges sichergestellt wird. Bei Post- und Passagierdampfern ermöglicht die Staubahn das Bedienen ganzer Küstengebiete mittels eines Seeflugzeugs, welches Post und Passagiere dem auf See fahrenden Dampfer zubringt resp. vom Dampfer abholt, wodurch das kostspielige und zeitraubende Anlaufen der kleinen Häfen erspart und die Reisedauer rentabel verkürzt wird.

Das Ausrüsten der Kriegsschiffe mit Staubahnen ermöglicht den kleinen Staaten, die Bau- und Betriebskosten des äußerst teuren und unzweckmäßigen Flugzeug-Mutterschiffes zu ersparen.

Herr **Dipl.-Ing. Focke** brachte **„Vorführung von Filmstreifen der Focke-Wulf-Ente mit Erläuterungen“:**

Der Vortragende, technischer Leiter der Focke-Wulf Flugzeugbau A.-G. in Bremen, gab an Hand von Lichtbildern und Filmaufnahmen einen Überblick über die Arbeiten seiner Firma an dem interessanten und vielleicht in Zukunft noch sehr wichtigen Problem der »Enten«-Flugzeugbauart. Die »Ente« ist geradezu die Umkehrung des heutigen normalen Flugzeugtyps, indem der »Schwanz«, nämlich die Leit- und Steuerorgane, nach vorn verlegt sind.

Nach einem kurzen historischen Überblick erläuterte der Vortragende die Konstruktion der 1926/27 erbauten Focke-Wulf-Ente, die aus der Haupttragfläche mit den darunter hängenden beiden 80-PS-Siemens-Motoren, dem weit nach vorn ragenden Rumpf mit Kabine und Führersitz, und noch weiter vorn dem Leitwerk mit den Höhenrudern, dem »Vorderflügel«, besteht. Im allgemeinen macht das Flugzeug in der Luft also den Eindruck, als flöge es rückwärts.

Von den Vorteilen der Entenbauart sind die wichtigsten die Unüberziehbarkeit in der Luft und die Unüberschlagbarkeit am Boden. Auch die Nachteile wurden nicht verschwiegen, aber gleichzeitig gezeigt, daß sie keine großen Wirkungen haben.

Nach einer Schilderung der umfangreichen Vorarbeiten, die — von den konstruktiven Aufgaben ganz abgesehen — hauptsächlich in einer langen Reihe von Messungen in der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen bestanden, ging Redner auf die von Direktor Wulf im September 1927 mit sofort durchschlagendem Erfolg ausgeführten ersten Flüge mit der neuen Bauart ein, von denen die vorgeführten

Filmstreifen alle Phasen des Starts, des Fluges und der sehr eigenartig aussehenden Landung deutlich erkennen ließen.

Leider ist Wulf einige Wochen später bei weiteren Versuchsflügen, die der an sich durchaus erfolgreichen Erprobung der vorgesehenen Querneigung des Vorderflügels zwecks Fluges mit einem ausgefallenen Motor dienten, tötlich verunglückt.

Obwohl die Ursachen des Unfalls nur eingegrenzt, nicht völlig geklärt werden konnten, wurde für den Wiederaufbau des Flugzeuges durch neue theoretische Untersuchungen und weitere Messungen im Windkanal eine Wiederholung eines derartigen Vorfalls nach menschlichem Ermessen ausgeschlossen.

Die ersten Flüge der neuen Maschine hätten schon in nächster Zeit stattfinden können, wenn nicht die Flügel bei einem Brande in den Fabrikräumen der Focke-Wulf Flugzeugbau A.-G. zerstört worden wären. So wird das neue Entenflugzeug erst etwa im Frühjahr 1930 wieder zum Fliegen kommen.

Nach dem gemeinsamen Frühstück in der Technischen Hochschule sprach Herr **Professor Fuchs** über **„Rechnerische Ergebnisse über Störung des gefährlichen Trudelzustandes“** und führte etwa folgendes aus:

In einer Veröffentlichung in der ZFM (1929, III, Heft 1) hat der Vortragende, gemeinsam mit Herrn Dipl.-Ing. Wilhelm Schmidt, eine sich auf neuere Versuchsergebnisse stützende Zusammenstellung aller im stationären Trudelflug am Flugzeug angreifenden Kräfte und Momente gegeben.

Auf dieser Basis wurden weiter, gemeinsam mit Herrn Schmidt, Rechnungen angestellt, die es möglich gemacht haben, den zeitlichen Verlauf der Bewegung eines Flugzeuges zu beschreiben, den irgendeine Störung im flachen Trudelflug einleitet.

Es gelingt, für diese Zustände die an sich sehr komplizierten Differentialgleichungen so weit zu vereinfachen, daß man ihre Lösungen angeben und daraus ersehen kann, welche Mittel überhaupt ein Herauskommen aus dem gefährlichen flachen Trudeln bewirken.

Herr **v. Köppen** gab über das Thema **„Einfliegen und Nachfliegen neuer Flugzeugmuster“** etwa folgende Darlegungen:

Eine wichtige Aufgabe bei der Schaffung eines neuen Flugzeugmusters ist die praktische Erprobung und — soweit erforderlich — Verbesserung seiner Flugeigenschaften, d. h. seines Verhaltens in der Luft. In sie teilen sich der »Einflieger«, d. i. der Flugzeugführer der Herstellerfirma, dem die eigentliche Entwicklung der fliegerischen Eigenschaften des neuen Musters obliegt, und der »Nachflieger«, ein Flugzeugführer der von der Behörde beauftragten Prüfstelle, der vom fliegerischen Standpunkt aus die »Lufttüchtigkeit« des Musters beurteilen soll.

Der Vortrag zeigt, wie wichtig die Beratung eines erfahrenen Einfliegers bereits bei dem Entwurf des Musters ist. Er wird auf Grund seiner Erfahrungen den Konstrukteur beraten und vor allem auch bei der Ausgestaltung und Lage des Führersitzes, der Bedienungs- und Steuerorgane, Fehler vermeiden helfen, deren spätere Beseitigung recht kostspielig werden kann. Auch den Bau des Flugzeuges wird er laufend überwachen, um hierbei noch verbessernd eingreifen zu können.

Nach der Fertigstellung des Flugzeugs wird auf der Waage durch Ballast der Schwerpunkt richtig hingetrimmt und das Leitwerk geprüft. Dann folgen Rollversuche zur Prüfung des Fahrwerks und der Richtungsstabilität am Boden, und endlich die ersten Flüge. Hierbei werden die Stabilität des Flugzeugs um die verschiedenen Achsen, Steuerkräfte und Ruderwirkung, Schwingungs- und Trudeleigenschaften usw. untersucht und gegebenenfalls durch Änderungen entsprechend den Vorschriften und der Bestimmung des Musters beeinflußt.

Der Nachflieger hat dieselben Untersuchungen im Auftrage der Prüfstelle durchzuführen. Er sollte eigentlich Verbesserungen nicht mehr vorzunehmen haben. Leider ist dies jedoch längst nicht immer der Fall. Und wenn ihm bei seiner Tätigkeit auch die Kenntnis der verschiedensten Flugzeugmuster zugute kommt, so wird sie anderseits wieder erschwert durch die Verantwortung gegenüber der Behörde und als Mittler zwischen Hersteller und Verbraucher.

Beide Tätigkeiten sind von großer Bedeutung für die Entwicklung der Luftfahrt. Besonders wichtig ist auch eine vertrauensvolle Zusammenarbeit zwischen Ein- und Nachflieger und Konstrukteur.

Herr **Dr.-Ing. Pleines** hielt einen Vortrag über **„Vergleichende Flugleistungsmessungen“** und kam zu folgenden Feststellungen:

Ein Vergleich der Leistungen verschiedener Flugzeugmuster ist für Praxis und Wissenschaft von Interesse.

Beschrieben wird ein von der DVL erstmalig angewendetes, mit praktisch einfachen Hilfsmitteln durchführbares Flugmeßverfahren, das den Vergleich der aerodynamischen Güte der Tragwerke und Luftschrauben von vier in ihrer Bauform verschiedenen Flugzeugen, der Muster Junkers W. 33, Junkers A. 35, Rumpler Ru.C. IV und Heinkel HD. 22, für den wichtigsten Flugzustand Schub-Widerstand möglich macht. Es wird nachgewiesen, daß der Flugzustand Schub-Widerstand durch Ausführung von Geschwindigkeitsflügen in Bodennähe die geringsten meßtechnischen Schwierigkeiten bietet und die größte Meßgenauigkeit ermöglicht.

Das Verfahren und der Vergleich der Ergebnisse wird noch dadurch vereinfacht, daß die Geschwindigkeitsflüge mit der gleichen Luftschraube im Bereicheines für alle Flugzeuge gemeinsamen Fortschrittsgrades durchgeführt werden.

Die besonderen Einzelverfahren zur Ermittlung der jeweiligen Motorleistung, der Eichung der Luftschraube durch besondere Flugversuche und die mechanischen Vorkehrungen zur Einhaltung einer bestimmten gleichen Drosselstellung des Motors werden klargelegt.

Die Ergebnisse werden in der Form von Polarkurven, die die Größe und den Verlauf von Gesamtauftrieb und $\frac{\text{Gesamtwiderstand}}{\text{Luftschraubenwirkungsgrad}}$ der einzelnen Flugzeugmuster erkennen lassen, vergleichend gegenübergestellt.

Der Vergleich der aerodynamischen Güte wird in gewisser Beziehung noch dadurch erleichtert, daß der Nachweis für die Geltung der gleichen Gesetzmäßigkeit im Verlauf des Luftschraubenwirkungsgrades bei allen Flugzeugen innerhalb des gemeinsamen Fortschrittsgradbereiches erbracht wird.

Der Vortrag schließt mit einigen Bemerkungen über die praktischen Erfahrungen hinsichtlich fliegerischer Handhabung und über die Flugeigenschaften der erwähnten Flugzeugmuster.

Herr **Hübner** hielt folgenden Vortrag: **„Stabilitäts- und Steuerkraftmessungen an einem Flugzeug vom Muster Junkers F 13 ge.“** Der Inhalt war kurz folgender:

In Deutschland gelten nur solche Flugzeuge als lufttüchtig, die positive statische Längsstabilität mit losgelassenem Steuer besitzen. Diese Anforderungen an die Stabilitätseigenschaften sind nicht nur durch Einfluß der Stabilität auf die Sicherheit, sondern auch durch den Einfluß auf die fliegerische Handhabung begründet.

Die fliegerische Handhabung hängt in erster Linie von der Richtung und Größe der Höhensteuerkräfte ab. Größe und Richtung der Höhensteuerkräfte sind wiederum der Größe und dem Vorzeichen der statischen Stabilität mit losgelassenem Steuer verhältig. Auch der Einfluß des Schraubenstrahls auf die Höhensteuerkräfte ist von der Stabilität abhängig.

Die Wirkung der Stabilität auf die fliegerische Handhabung ist bisher nur qualitativ bekannt. Zweck der Messungen, über die berichtet wird, ist die Klärung der zahlenmäßigen Zusammenhänge zwischen den Höhensteuerkräften, dem Einfluß des Schraubenstrahls und der statischen Stabilität.

Es wurden an einem Flugzeug vom Muster Junkers F 13ge die Höhensteuerkräfte und die Höhenruder-Ausschläge bei verschiedenem Staudruck in Abhängigkeit von der statischen Stabilität mit Vollgas und mit leerlaufendem Motor in unbeschleunigtem Fluge gemessen.

Die Ergebnisse zeigen zahlenmäßig die Vorteile positiver statischer Stabilität mit losgelassenem Steuer. auf die fliegerische Handhabung.

Der 8. November setzte die Vortragsreihe fort. Leider fiel der angekündigte Vortrag des Herrn **Nikuradse** wegen Erkrankung des Vortragenden aus.

Als erster Redner sprach Herr **Dipl.-Ing. H. Muttray**; er führte etwa folgendes über **„Ein photographisches Propeller-Aufmeßgerät“** aus:

Modell-Luftschrauben, die für technisch-wissenschaftliche Forschungsarbeiten in Wind- und Wasserkanälen häufig gebraucht werden, stellen in Hinsicht auf die Herstellungsgenauigkeit recht hohe Anforderungen an die Modellwerkstatt. Eine genaue Herstellung wird infolge einer Änderung der Formen, Tiefen und Einstellwinkel der einzelnen Schnitte des Propellerblattes mit dem Radius sehr erschwert. Aus diesem Grunde müssen die fertigen Werkstücke genau geprüft werden.

Für die Prüfung von Modell-Luftschrauben wird in der Göttinger Aerodynamischen Versuchsanstalt neuerdings eine besondere Kontrolleinrichtung verwandt, die eine genaue Vermessung der Modell-Luftschrauben auf optischem Wege gestattet. Die Kontrolleinrichtung besteht im wesentlichen aus zwei Geräten. Das erste Gerät, das neuartig ist, dient zur photographischen Aufnahme der einzelnen Schnitte des Propellerblattes. Das zweite schon seit langem im Gebrauch befindliche Gerät dient zur zahlenmäßigen Vermessung der aufgenommenen Profile.

Das Profilaufnahmegerät wird näher beschrieben. Das Prinzip des Gerätes ist folgendes: Das Blatt der Modell-Luftschraube, die sich in einem dunklen Raume befindet, wird an einer Stelle durch ein Lichtstrahlenbüschel, das eine Ebene bildet, aufgehellt. Durch die Aufhellung erscheint der Profilumriß auf einer Seite des Blattes deutlich als helle Linie.

Der aufgehellte Profilumriß wird photographiert.

Darauf wird die Luftschraube so gedreht, daß die andere Seite des Blattes ebenfalls beleuchtet und das aufgehellte Profil auf die gleiche Platte photographiert werden kann. Hierzu muß die Platte ebenfalls, und zwar um denselben Betrag, gedreht werden.

Die zwei aufgenommenen Profilhälften müssen nun genau zusammenstimmen. Dies wird durch eine Reihe von Justiervorrichtungen, die an der Kamera, der Beleuchtungsvorrichtung und dem Aufspanngerät für die Modell-Luftschraube angebracht sind, erreicht.

Herr **Ing. de Ridder** sprach über **„Die Verwendung des Elektronmetalls im Flugzeugbau“** und führte ungefähr folgendes aus:

Die Entwicklungsarbeiten auf dem Gebiete des Flugzeugbaues streben danach, die Leistungen der Flugzeuge zu steigern und ihre Wirtschaftlichkeit zu erhöhen. Man versucht, dies sowohl durch Verbesserungen der aerodynamischen Eigenschaften als auch durch Weiterentwicklung der Leichtbauweisen zum Zwecke der Gewichtsersparnis zu erreichen. Hier eröffnet im immer mehr zunehmenden Metallflugzeugbau das Elektronmetall als das Leichtmetall mit dem geringsten spezifischen Gewicht bedeutende Fortschrittsmöglichkeiten.

Es folgt dann ein allgemeiner Überblick über das Elektron, seine physikalischen und chemischen Eigenschaften, in welchem u. a. die Festigkeitsdaten und das chemische Verhalten besprochen werden. In einem Abschnitt über die Technologie dieses Metalles werden Herstellungsformen, lieferbare Größen sowie die je nach Verwendungszweck zu wählenden verschiedenen Legierungen unter besonderer Berücksichtigung der den Flugzeugbau interessierenden Fragen dargelegt.

Eine Besprechung der auf allgemeinen Gebieten bis heute durchgeführten Verwendung in laufenden Fabrikationen beleuchtet die vielseitigen Anwendungsmöglichkeiten und die in langjährigen Betriebszeiten erzielten praktischen Ergebnisse.

Auf dem Gebiete des Leichtbaues, insbesondere des Flugzeugbaues, wurden eingehende Entwicklungsarbeiten geleistet. In einer eigens hierfür geschaffenen Versuchsanstalt wurden die zweckmäßigsten Herstellungs- und Verarbeitungsmethoden für Profile und Bleche ermittelt. In Gemeinschaft mit der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V., der Deutschen Luft-Hansa und vielen Flugzeugfirmen wurden weitgehendste Versuche über Herstellbarkeit und Verwendungsmöglichkeit von Flugzeugteilen ausgeführt.

Die hierbei gesammelten Erfahrungen haben brauchbare Richtlinien für Konstruktion und Werkstatt bei Elektronverwendung gegeben, die an zahlreichen Beispielen eingehend erläutert werden.

Einen Überblick über die bisher auf dem Gebiete des Flugzeugbaues durchgeführte praktische Verwendung läßt erkennen, daß sich Elektronmetall bei richtiger Konstruktion und Werkstattverarbeitung durchaus bewährt. Hierbei erläutern zahlreiche Beispiele die Verwendung von Elektronguß an Flugmotoren, Flugzeuganlaufrädern, Fahrwerksteilen, Steuerungsteilen u. a. m. sowie von gepreßtem Material und Blechen an Rumpfverkleidungen, Brennstoffbehältern, Querrudern, Sesseln und anderen Konstruktionsteilen.

Zum Schluß gibt ein anhand von Erfahrungen gesammelter zahlenmäßiger Überblick der erzielten Gewichtsersparnisse ein Bild von den Möglichkeiten, die bei der Weiterentwicklung dieses Gebietes dem Flugzeugbau sich bieten.

Herr **Dr.-Ing. Bollenrath** hielt folgenden Vortrag: **„Das Verhalten verschiedener Leichtmetall-Legierungen in der Wärme.“** Der Inhalt ist kurz folgender:

Von den vielen in Deutschland hergestellten Leichtmetall-Legierungen wurden die in erster Linie im Flugzeugbau verwendbaren, darunter eine Reihe veredelungsfähiger Aluminiumlegierungen und zwei Magnesiumlegierungen bezüglich ihres elastischen Verhaltens in der Wärme untersucht. Unter Verwendung einer besonderen Wärmevorrichtung, die eine gleichmäßige Temperaturverteilung über die Meßlänge der zur Prüfung herangezogenen Probestäbe ermöglichte, wurden durch Zugversuche die Spannungs-Dehnungslinien, der Verlauf des Deformationsmoduls in den einzelnen Spannungsstufen und die Lage der Elastizitätsgrenze bei verschiedenen Temperaturen ermittelt. Bei einigen Werkstoffen konnten diese Untersuchungen durch Dilatometermessungen und Beobachtung des Dispersionsverlaufes bei künstlicher Alterung ergänzt werden.

Herr **Dipl.-Ing. Hilbes** sprach **„Über die Nietverbindung dünner Bleche“:**

Über die Festigkeit von Leichtmetallvernietungen liegen bisher nur wenige Untersuchungen vor. Aus diesem Grunde wurde durch Zerreißversuche an Nietverbindungen diese Frage systematisch untersucht. Die Ergebnisse sind zu einem Bruchlastdiagramm zusammengestellt, aus dem sich der für die einzelnen Blechstärken jeweils günstigste Nietdurchmesser ergibt. Weiter wird die Frage des Abstandes zwischen Niet- und Blechkante dahingehend erklärt, daß zu jedem Nietdurchmesser ein Optimum des Kantenabstandes gehört, das zu unterschreiten nicht ratsam, zu überschreiten jedoch zwecklos ist. Mit Hilfe von Feinmessungen wurde das Verhalten von Nietverbindungen innerhalb der unteren Lastbereiche untersucht, da ja gerade die Kenntnis des Gleitwiderstandes von besonderer Bedeutung für die Praxis ist. Es zeigt sich, daß die Schließkraft von großem Einfluß auf den Gleitwiderstand wie auch auf die Bruchfestigkeit der Nietverbindung ist. Ein ausführlicher Bericht über diese Untersuchung wird demnächst in der ZFM erscheinen.



Herr **Dr.-Ing. Mathar** brachte **„Einen Beitrag zur Frage der Beplankung von Flugzeugen“.** Seine Ausführungen waren kurz folgende:

Zu den wichtigen und viel umstrittenen Fragen des Flugzeugbaues gehört das Problem der Beplankung. Die Konstruktionserfahrungen und Berechnungsmethoden mußten für dieses Bauelement ganz neu entwickelt werden, da die Erfahrungen des Brücken- und Maschinenbaues nicht übernommen werden konnten, da in diesen Gebieten mit dünnen, schon bei geringen Lasten ausknickenden Blechen nicht gearbeitet wird. Obwohl man die Blechbauweise im Verlaufe der Flugzeugentwicklung schon stark und teilweise ziemlich eingehend entwickelt hatte, ist man erst in jüngster Zeit daran gegangen, die Fragen von wissenschaftlicher Seite aus zu erörtern. Diese Erörterung war jedoch unbedingt nötig, da dann das unsichere Gefühl stark vermindert wird, das mit jeder Schätzung, selbst wenn einige Erfahrungen vorliegen, verbunden ist, und anderseits ganz neue Perspektiven für eine rationelle Bauweise gefunden werden. In vorliegendem Vortrag wurden zwei Fragen des Blechbaues behandelt. Das erste war eine Auseinandersetzung über die Wellenzahl des ausknickenden und ausgeknickten Bleches. Im zweiten Teile wurde ein Blechwandträger behandelt, dessen Deformationen und Spannungen für verschiedene Ausführungen experimentell ermittelt worden waren. Die Versuchsergebnisse waren mit einer bestehenden Rechnung verglichen, wobei sich eine genügende Übereinstimmung zeigte.

Nach dem gemeinsamen Frühstück in der Technischen Hochschule trug Herr **Dr.-Ing. Küssner „Schwingungen von Flugzeugflügeln“** vor, etwa folgenden Inhaltes:

Die Massenkräfte des Flugzeugmotors regen häufig Schwingungen an, die auf die Bauteile des Flugzeuges übertragen werden können, wenn ihre Steifigkeit gering ist. Diese Schwingungen sind in der Regel harmlos. Sehr gefährlich sind jedoch die durch Luftkräfte angefachten Schwingungen der Flugzeugflügel, da ihre Anregung aus der kinetischen Energie des ganzen Flugzeuges stammt. Sie haben daher mehrfach zum Flügelbruch und Absturz geführt. In der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt sind diese Schwingungserscheinungen rechnerisch und experimentell untersucht worden mit dem Ergebnis, daß die Schwingungsgefahr hauptsächlich von der Verdrehsteifigkeit der Flügel abhängt. Genau angebbare dynamische Kriterien ermöglichen es, schon beim Entwurf eines Flugzeuges die Schwingungsgefahr zu vermeiden.

Herr **Dr.-Ing. Ebner** lieferte einen Beitrag **„Zur Berechnung räumlicher Fachwerke im Flugzeugbau“.** Der Redner führte etwa folgendes aus:

Herr Ebner gab einen Überblick über theoretische Untersuchungen von räumlichen Flugzeug-Fachwerken, die in der letzten Zeit bei der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof, durchgeführt wurden und in Heft 2, Band V der »Luftfahrtforschung« veröffentlicht sind.

Der Vortragende führte zunächst aus, daß die bisher bekannten genauen Verfahren zur Berechnung solcher Systeme für die Praxis zu umständlich sind, daß dagegen die vereinfachenden Näherungsverfahren in vielen Fällen, insbesondere bei den unregelmäßigen Systemen des Flugzeugbaus, ein wenig zutreffendes Bild des Kräfteverlaufs geben. Es handelte sich also darum, für die Stabkraftermittlung solcher im allgemeinen mehrfach statisch unbestimmter Systeme ein genügend genaues, dabei jedoch möglichst einfaches Verfahren zu entwickeln.

Diese Aufgabe wurde gelöst durch zweckmäßige Wahl des statisch bestimmten Hauptsystems. Hierdurch konnten zunächst die Elastizitätsgleichungen auf die in der Theorie des Trägers auf mehreren Stützen ausgiebig behandelten drei- und fünfgliedrigen Gleichsungsysteme zurückgeführt werden. Außerdem konnte durch die Wahl verschiedener Hauptsysteme für die in symmetrische und antisymmetrische Kraftgruppen gespaltene Belastung die Stabkraftermittlung vereinfacht und die Rechnung wenig fehlerempfindlich gestaltet werden. Für die Stabkraftermittlung des Hauptsystems im Fall verwickelterer Systemausbildung wurden zwei Verfahren angegeben, die beide die Berechnung des räumlichen Systems auf die ebener Systeme zurückführen.

Am Schluß seiner Ausführungen gab der Vortragende noch an, unter welchen Verhältnissen die Anwendung von Näherungsverfahren zulässig ist. Die sich bei Anwendung verschiedener Näherungsverfahren ergebenden Abweichungen der Stabkräfte von den genauen Werten wurden an den Ergebnissen der zahlenmäßigen Durchrechnung zweier Rumpffachwerke vorgeführt.

Den letzten Vortrag auf der diesjährigen Tagung hielt Herr **Dipl.-Ing. Töpfer** über **„Rumpf und Flügel, ein Beitrag zur Statik räumlich unbestimmter Systeme“.** Der Inhalt war etwa folgender:

Dem Vortrag liegt die Aufgabe zugrunde, für Rumpf und Flügel eine allgemein anwendbare Konstruktion zu finden, die statisch klar ist. Leichtbau erfordert höchste Materialausnützung in jedem Bauglied. Die Überbemessung einer größeren Zahl von Konstruktionsgliedern ist aber nur dann vermeidbar, wenn der Kraftverlauf einwandfrei durch Rechnung erfaßt werden kann. Aus diesen Gedankengängen heraus wurde die Dreischeibenbauart für den freitragenden Flügel entwickelt, dessen Berechnung in großen Zügen im ersten Teil des Vortrages gezeigt wird. Anschließend werden die charakteristischen Merkmale dieser neuen einholmigen Bauart erörtert.

Der Übergang des Flügels in den Rumpf wird im zweiten Teil des Vortrages unter der Voraussetzung behandelt, daß der Führersitz bzw. die Kabine im Großflugzeug die Tragflächenkonstruktion unterbricht. Das Rumpfmittelstück wird hierbei ein statisch dreifach überbestimmtes Raumfachwerk. Die Berechnung dieses räumlichen Systems erfordert besondere Methoden.

Der Gang der Rechnung wird für Sturzflugbelastung gezeigt. Die äußeren Kräfte werden ergänzt und so umgruppiert, daß man zu einfacheren Belastungsformen gelangt, die sich übereinander lagern.

Um die Stabspannungen im statisch bestimmten Hauptsystem zu finden, müssen bestimmte Annahmen für die Anschlußkräfte zwischen den einzelnen Teilen des Raumfachwerkes gemacht werden, aus denen dann die zugehörigen äußeren Kräfte rückgehend bestimmt werden. Aus dem Verhältnis der so gefundenen fiktiven äußeren Kräfte zu den wirklich auftretenden werden die Stabspannungen berechnet. Die weitere Behandlung der Aufgabe mit Hilfe der Arbeitsgleichung wird angedeutet.

Im Schlußwort wird festgestellt, daß sich für den freitragenden Flügel ein rechnerisch einfaches und konstruktiv vorteilhaftes Raumfachwerk ergeben hat. Der Übergang dieses Raumfachwerkes in den Rumpf wird in den meisten Fällen der Berechnung keine Schwierigkeiten machen. Hier wurde die Berechnung für den allgemeineren Fall durchgeführt, der für den Konstrukteur eine größere Bewegungsfreiheit gibt, so daß die vorgeschlagene Bauart des Rumpfmittelstückes allgemein anwendbar sein dürfte.

Den Abschluß der Tagung bildete das **„Fest der Technik 1929“,** welches in den Gesamträumen des Zoologischen Gartens am 8. November stattfand und zu dem unsere Mitglieder und deren Gäste herzlichst eingeladen waren. Dieser Einladung leistete eine große Anzahl Tagungsteilnehmer Folge. Den Vorsitz des Festes hatte Herr Geheimrat Schütte übernommen.

Anschließend an unsere Tagung hielt die **Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt** ebenfalls in der Technischen Hochschule Berlin am 9. November ihre Hauptversammlung ab, wozu unsere Mitglieder gleichfalls eingeladen waren, und durch ihr zahlreiches Erscheinen ihr Interesse an den interessanten Vorträgen der DVL bekundeten.

IV. Begrüßung in der Technischen Hochschule Berlin und Bericht über die Tätigkeit der WGL in den letzten 10 Jahren.

Geh. Reg. Rat Prof. Dr.-Ing. E. h. Schütte: Meine sehr verehrten Damen und Herren!

Kraft meines Amtes eröffne ich die 18. ordentliche Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. Bevor wir zu der diesjährlichen Tagesordnung und den angekündigten Vorträgen übergehen, wollen Sie mir als Vorsitzendem gütigst gestatten, zunächst eine Dankespflicht unserer Gesellschaft zu erfüllen.

Ich fühle mich Seiner Magnifizenz hiesiger Hochschule, Herrn Professor Dr. Drawe, dafür verbunden, daß er uns als zeitiger Herr im Hause gestattet hat, unsere Tagung in diesem Raum abzuhalten.

Nicht minder dankbar bin ich den Herren Geh. Reg. Rat Professor Dr. Dr.-Ing. E. h. Scheffers, Professor Dr. Rothe und dem Prorektor Professor Dr. Hamel dafür, daß sie unter nicht zu verkennenden erheblichen Schwierigkeiten diese in ein Auditorium umgewandelte Aula für uns frei hielten. Ich hoffe, daß diese vier vorgenannten Herren als Vertreter der Wissenschaft sich davon überzeugen können, daß unsere Gesellschaft auch wirklich wissenschaftlich zum Wohle unseres deutschen Vaterlandes zu arbeiten vermag, und daß ihr Entgegenkommen nicht umsonst war.

Eine besondere Freude ist es mir, die Herren Vertreter der hohen und höchsten Staats- und kommunalen Behörden begrüßen zu können,

1. Reichsverkehrsministerium: Ministerialdirigent Dr.-Ing. E. h. Brandenburg.
2. Reichswehrministerium: Oberst Karlewski. Marineleitung: Admiral Dr. Raeder.
3. Reichspostministerium: Ministerialrat Gut.
4. Reichsfinanzministerium: Ministerialrat Greiner.
5. Preußisches Ministerium für Wissenschaft, Kunst und Volksbildung: Ministerialrat Dr. v. Rottenburg.
6. Preußisches Ministerium des Innern: Staatssekretär v. Abegg.
7. Preußisches Ministerium für Handel und Gewerbe: Ministerialrat Dr. Knipfer.
8. Sächsisches Ministerium des Innern: Polizeihauptmann Paukisch.
9. Senat Hamburg: Staatsrat Dr. Krönig.
10. Senat Bremen: Senator Dr. Duckwitz.
11. Reichsverband der Deutschen Industrie: Direktor v. Düren.
12. Deutscher Verband Technisch-Wissenschaftlicher Vereine E. V.: Dr. Freitag.
13. Technische Hochschule Berlin: Prof. Dr.-Ing. Drawe.
14. Verein deutscher Ingenieure: Professor Mader.
15. Stadt Berlin: Stadtbaurat Dr. Adler.
16. Stadt Halle: Major a. D. v. Dewall.
17. Stadt Düsseldorf; Düsseldorfer Flughafenbetriebsgesellschaft: Generaldirektor Fritzen.
18. Germanischer Lloyd: Prof. Laas.
19. Schiffbautechnische Gesellschaft: Dr. Mohr.
20. Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V.: Prof. Dr.-Ing. Hoff.
21. Preußische Versuchsanstalt für Wasserbau- und Schiffbau: Direktor Seifert.
22. Hamburgische Schiffbau-Versuchsanstalt und Gesellschaft der Freunde und Förderer der Hamburgischen Schiffbau-Versuchsanstalt: Dr.-Ing. Kempf und Vizeadmiral Rogge.
23. Hamburg—Amerika-Linie: Direktor Ritter.
24. Deutsche Luft Hansa A.G.: die Direktoren Milch und Wronsky.
25. Deutscher Luftfahrt-Verband: Staatsminister Dominicus.
26. Aero-Club von Deutschland: Major a. D. v. Kehler.
27. Österreichischer Aero-Club: Vizepräsident Peßl.
28. Deutsche Verkehrsfliegerschule: Direktor Bolle.
29. Deutscher Luftpool: Direktor v. Tyszka.
30. Mitteldeutscher Luftverkehr A.G.: Direktor Wagner.
31. Oberpostdirektion Potsdam: Präsident Thilo.
32. Verlag Scherl: Chefredakteur Lange.
33. Verlag Ullstein: Chefredakteur Grüttefien.
34. Allianz-Versicherung: Direktor Simmet.
35. Leipziger Verein für Luftfahrt: Polizeihauptmann Roennecke.
36. Luftverkehr Westfalen: Direktor Sommer.
37. Luftverkehr Pommern: Direktor v. Braun.
38. Reichsverband der Deutschen Luftfahrt-Industrie: Admiral Lahs.
39. Berliner Flughafen-Gesellschaft: Direktor Böttger.
40. Verband Deutscher Flughäfen: Oberbaurat Sauernheimer.
41. Flughafen Travemünde: Direktor Mans.
42. Junkers-Werke: Direktor Sachsenberg.
43. Bayerische Flugzeugwerke: Dipl.-Ing. Messerschmitt.
44. Albatros-Flugzeugwerke: Dr. Walter Huth.
45. Heinkel Flugzeugwerke: Dr.-Ing. Heinkel.
46. Dornier Metallbauten G. m. b. H.: Dr.-Ing. Dornier.
47. Siemens & Halske A.G.: Direktor Becker.
48. Bayerische Motoren-Werke: Direktor v. Buttlar.
49. Professor Junkers.
50. Dr.-Ing. Rumpler.
51. A. H. G. Fokker.
52. Prof. Pirath.
53. Prof. Krell.
54. Prof. Reißner.
55. Prof. Huppert.
56. Prof. Berson.
57. Oberst Senzadenari.
58. Kommerzienrat Colsmann.
59. Prof. v. Parseval.
60. Direktor Hugo Heine.
61. Dr.-Ing. v. Selve.
62. Polizeimajor Hattendorf.

Auch der Presse darf ich meinen Dank abstatten. — Möge sie der Ausfall unserer Tagung veranlassen, günstig über uns zu berichten.

Sollte ich die eine oder andere Gruppe oder Firma, oder irgend einen Herrn Vertreter aufzuführen vergessen haben, so seien Sie mir darum nicht böse; es geschah sicher nicht absichtlich.

Danken auch darf ich unseren alten und neuen Freunden, Mitgliedern und Förderern, die hier erschienen sind, um durch ihre Anwesenheit und ihr damit bekundetes Interesse einer guten Sache zu dienen.

Ganz besonderen Dank noch den Herren Vortragenden, die sich der großen Mühe unterzogen haben, der diesjährigen Tagung durch ihre Forschungen und Ausarbeitungen den eigentlichen Inhalt zu verleihen.

Da der jetzige Vorstand und der Generalsekretär der Gesellschaft in diesem Jahre auf eine zehnjährige Tätigkeit



zurückblicken können, so fühle ich mich zu einem kurzen Rechenschaftsbericht verpflichtet.

In der Zeit vom 3. bis zum 5. November 1911, also fast auf den Tag genau vor 18 Jahren, hatte die im Jahre 1898 gegründete Göttinger Vereinigung zur Förderung der angewandten Physik und Mathematik nach Göttingen eingeladen, um die bereits seit 1906 angeknüpften Beziehungen zur Luftfahrt zu festigen und weiter auszubauen. Unter dem Vorsitz des leider inzwischen verstorbenen berühmten Mathematikers, Geheimrats Professor Dr. Felix Klein, fanden drei Fachsitzungen, eine Festsitzung und eine geschäftliche Sitzung statt. In letzterer hatte ich den Antrag gestellt, für die damals zur Diskussion stehenden 6 Punkte Kommissionen unter dem Vorsitz der Göttinger Vereinigung einzusetzen. Hierüber entstand eine lebhafte Aussprache, so daß ich meinen Antrag dahin abänderte, daß unter allen Umständen eine treibende Kraft geschaffen werden müsse, die die in Göttingen so schön in Fluß gekommene Zusammenarbeit von Wissenschaft und Praxis auf dem Gebiet der Luftfahrt auch weiter in Fluß halten und in absehbarer Zeit eine neue Versammlung einberufen solle. Diese Versammlung von Vertretern der Luftfahrt, Wissenschaft und Technik hat am 3. April 1912 unter dem Vorsitz Seiner zu Wasser, Lande und Luft sportbegeisterten Königlichen Hoheit, des Prinzen Heinrich von Preußen, im Herrenhausgebäude zu Berlin stattgefunden. Sie wurde zur Geburtsstunde unserer Gesellschaft, zu deren Ehrenvorsitzenden Prinz Heinrich von Preußen und Vorsitzenden der Geh. Reg. Rat Dr. von Böttinger gewählt wurden.

Wie vorauszusehen, entstand ein lebhafter Meinungsaustausch über den Namen, den man der Gesellschaft geben wollte. Schließlich einigte man sich auf: »Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik«, später für Luftfahrt.

Es sind nicht die 30 Jahre der Bekanntschaft, die mich mit Seiner Königlichen Hoheit dem Prinzen Heinrich von Preußen verbunden haben, denn Freunde werden mir bezeugen können, daß wir nicht immer einer Meinung gewesen sind. Es ist vielmehr die Achtung und Verehrung, die ich vor diesem treudeutschen Mann, der im Innern seines Herzens auch nicht immer mit all dem einverstanden war, was an anderer Stelle geschah, und der manches vielleicht vorausgeahnt hat, hege, die mich veranlassen, Sie zu bitten, sich zum Andenken an diesen unermüdlichen Förderer der deutschen Luftfahrt, der 17 Jahre unser Ehrenvorsitzender war und leider am 20. April dieses Jahres für immer von uns gehen mußte, von den Plätzen zu erheben. (Pause). Ich danke Ihnen.

Als ich am 10. Dezember 1919 zum Vorsitzenden gewählt wurde, habe ich der Versammlung erklärt, daß sie Nachsicht mit mir haben möge, denn ich könne nur mit Fritz Reuter sagen:

> Wenn einer kümmt und tau mi seggt:
> »Ik mak dat allen Minschen recht«,
> Dann segg ick: »Leiwe Fründ, mit Gunst,
> O lihren S' mi doch des' swere Kunst!«

Hochverehrte Anwesende! Ich möchte hieran anschließend gleich ein Geständnis ablegen. Ich habe diese schwere Kunst in den zehn Jahren nicht gelernt, werde sie wohl auch nicht lernen und möchte sie auch nicht lernen. Und da letzten Endes der Vorsitzende nicht ganz ohne Einfluß auf die Geschäftsführung und die Gestaltung einer Gesellschaft sein soll, so bitte ich nicht nur für mich, sondern auch für die übrigen Vorsitzenden und den Generalsekretär um Nachsicht für die von uns in den verflossenen zehn Jahren begangenen Fehler.

Es würde zu weit führen und nicht in den Rahmen meines kurzen Vortrages passen, wenn ich hier alle wichtigen Ereignisse in der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt der letzten zehn Jahre aufführen wollte. Sie können sie in den Jahrbüchern nachlesen. Das diesjährige Programm ist lang und die Zeit drängt.

Die Mitgliederzahl ist von 448 auf 865 gewachsen. Wir hätten die Tausend längst überschritten, wenn nicht durch die überaus traurige wirtschaftliche Lage eine Anzahl von Mitglieder gezwungen worden wäre, ihren Austritt zu erklären.

Von den 11 Hauptversammlungen fanden 4 in Berlin, 2 in München, je eine in Bremen, Frankfurt a. M., Düsseldorf, Wiesbaden und Danzig statt.

Wiesbaden und Danzig hatten wir gewählt, um den besetzten bzw. vom deutschen Vaterland losgetrennten Gebieten zu zeigen, daß wir allezeit da sind.

Das Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt ist die Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, deren wissenschaftliche Leitung den Herren Professor Dr. Dr.-Ing. E. h. Prandtl, Göttingen, der zur Zeit auf der Weltkraftkonferenz in Tokio weilt, und Professor Dr.-Ing. Wilhelm Hoff, Berlin, obliegt, und deren Schriftleitung unser Generalsekretär, Herr Hauptmann Krupp, betreut.

In dieser Zeitschrift werden alle aktuellen Fragen der Wissenschaft und Forschung auf dem Gebiete der Luftfahrt behandelt. Sie dürfte infolgedessen wohl die verbreitetste Zeitung auf diesem Gebiet in der Welt darstellen.

Eine Zeitschrift ohne eine nennenswerte Auflage von Annoncen kostet aber Geld, das unsere Gesellschaft allein nicht aufbringen kann. Hier greift das Reichsverkehrsministerium in dankenswerter Weise ein, und ich möchte deshalb nicht verfehlen, diesem Ministerium den aufrichtigen Dank hierfür zum Ausdruck zu bringen.

Satzungsgemäß hat unsere Gesellschaft auch die Arbeit mit anderen Vereinen aufgenommen und auf diese Weise nicht nur durch Vorträge, sondern auch durch einen regen Verkehr den Gedanken der Luftfahrt gefördert. Sie ist verbunden und in regem Gedankenaustausch mit:

- dem Deutschen Verband technisch-wissenschaftlicher Vereine,
- der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt,
- dem Verein deutscher Ingenieure,
- dem Deutschen Luftrat,
- dem Deutschen Museum,
- der Rhön-Rossitten-Gesellschaft,
- dem Ausschuß für Technisches Schulwesen,
- der Arbeitsgemeinschaft für Auslands- und Kolonialtechnik,
- der internationalen Studiengesellschaft zur Erforschung der Arktis,
- dem Deutschen Luftfahrt-Verband,
- dem Aero-Club von Deutschland,
- der Gesellschaft der Freunde und Förderer der Hamburgischen Schiffbau-Versuchsanstalt, und
- dem Reichsverband der Deutschen Luftfahrt-Industrie.

Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt hat es sich zur Aufgabe gemacht, in uneigennütziger Weise Wissenschaft und Praxis gleichermaßen in ihren Bestrebungen zu unterstützen. Demzufolge ist ihr Arbeitsgebiet sehr weit gestreckt. Dieses hohe Ziel sucht sie vor allem in der Zusammenfassung aller der Luftfahrt dienenden Kräfte, die sich aus allen Gebieten der Luftfahrt zusammensetzen, zu erreichen, indem sie die Interessen ihrer Mitglieder aufeinander abzustimmen versucht. Sie stellt daher ein Bindeglied zwischen Theorie und Praxis dar, wie es kein anderes Land besitzt und das erwiesenermaßen in hohem Maße zur Förderung der Luftfahrt beigetragen hat und weiter beiträgt.

Um dieses Arbeitsgebiet auch nur einigermaßen bewältigen zu können, sind eine Anzahl von Kommissionen eingesetzt, die die verschiedenen Gebiete bearbeiten. Die Mitglieder aller dieser Kommissionen wirken ehrenamtlich. Wollte man sie bezahlen, oder wollte es irgend ein Reichsamt versuchen, sie durch Dienstvertrag zu verpflichten, so würde solches Beginnen höchstwahrscheinlich Hunderttausende beanspruchen. Ich kann dieses ruhig zum Ausdruck bringen, da ich keiner dieser Kommissionen angehöre

und nur beweisen möchte, daß die geringen Zuschüsse, die wir erhalten haben, nicht nur nutzbringend verwandt sind, sondern hundertprozentige Dividende abgeworfen haben.

Folgende Ausschüsse bestehen:

1. der Ausschuß für konstruktive Fragen, der sich mit der Stellung und Prüfung von Aufgaben beschäftigt, die die Schwingungserscheinungen an Flugzeugtragflügeln, die Statik verspannungsloser Flugzeuge und die Untersuchung über die Bausicherheit und Materialeignung in der Flugtechnik umfassen.
2. Der Navigierungs-Ausschuß. Er hat die Tafeln zur Funkortung, die Arbeiten zur Luftnavigierung, den Bau von Meßinstrumenten, die Ausgestaltung des Navigationsunterrichtes an den Fliegerschulen, die Frage der Kompasse, der Ortsbestimmung, des Kartenmaterials, der Bordgeräte, bearbeitet.
3. Der Segelflug-Ausschuß. An der Segelflugbewegung, die nach dem Kriege infolge des Versailler Diktates und der Londoner Bestimmungen, durch die unsere gesamte deutsche Luftfahrt in unerhörter Weise geknebelt wurde, einen starken Aufschwung nahm, hat die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt von Anfang an wissenschaftlich mitgearbeitet und kann in diesem Jahre auf das Jubiläum der zehnmaligen Ausübung des Ehrenschutzes über die Veranstaltung der Rhön-Rossitten-Gesellschaft zurückblicken.
4. Der medizinische Ausschuß. Seine Gründung wurde auf der ordentlichen Mitgliederversammlung in Danzig beschlossen. Er soll den Ärzten Anregung darüber geben, was die Flieger ärztlich untersucht und beurteilt haben möchten.
5. Der Ausschuß für Luftrecht. Die Tätigkeit dieses Ausschusses war in dem verflossenen Jahre wohl die umfassendste seit seinem Bestehen. Nahezu alle wichtigen Fragen des Luftrechtes wurden erörtert.

   Auf Anregung dieses Ausschusses wurde in einer unter dem Vorsitz des Reichsgerichtspräsidenten Simons einberufenen gemeinsamen Sitzung der Deutschen Landesgruppe, der International Law Association, der Deutschen Gruppe des Comité juridique international de l'aviation die Frage der Schaffung eines einheitlichen Weltluftverkehrsabkommens behandelt.
6. Der Ausschuß zur Prüfung von Erfindungen,
7. Der Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen,
8. Der Ausschuß für ein illustriertes technisches Wörterbuch, und
9. Der Ausschuß zur Pflege der Luftfahrt in der Schule.

Daneben liefen eine ganze Reihe von Kommissionen, für Hochschulreform, für Leichtmaschinenbau, für Beschleunigungsmesserwettbewerb, für Tetralin (Brennstoff) und der Luftfahrtforschung.

An Ausstellungen beteiligte sich unsere Gesellschaft auf der

> Deutschen Verkehrsausstellung in München 1925,
> auf der Gesolei in Düsseldorf 1926,
> auf der »Ila« in Berlin 1928, und
> auf der Luftfahrtausstellung in London 1929

mit bestem Erfolg.

Hand in Hand mit der Anlage eines Archivs, in welchem die Erfahrungswerte, die durch Untersuchungen, Prüfungen und Messungen geschaffen worden sind, gesammelt werden, um sie der Allgemeinheit zugänglich zu machen, ist die Zentralluftfahrt-Bücherei im Flugverbandhaus im Jahre 1926 zusammengetragen worden.

Daneben wurde der große Luftverkehrsatlas geschaffen, der dazu führte, daß das Reichsamt für Landesaufnahme vom Reichsministerium des Innern beauftragt wurde, die Herstellung neuer Fliegerkarten mit den maßgebenden Behörden und Verbänden zu besprechen. Das benötigte Material ist größtenteils vom Verein »Flug und Hafen« und der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt gesammelt worden. Aus diesem großen Luftverkehrsatlas ist dann das provisorische Fliegerhandbuch entstanden.

Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt hat von jeher größtes Interesse an der Erforschung der Arktis gehabt. Es war ihr daher eine ganz besondere Freude und Genugtuung, am 9. November 1926 der von Walter Bruns ins Leben gerufenen Internationalen Studiengesellschaft zur Erforschung der Arktis mit dem Luftschiff unter dem Vorsitz von Fridtjof Nansen einen Begrüßungsabend im Flugverbandhaus geben zu dürfen. Sie verfolgt nach wie vor mit großem Interesse die Entwicklung dieses Unternehmens.

Vorsitzender:

Meine sehr verehrten Damen und Herren!

Unsere Gesellschaft hat sich erlaubt, einen Umdruck, der das Denkmal für Otto Lilienthal behandelt, zu verteilen. Wenn Sie sich der Mühe unterziehen, diesen Umdruck zu lesen, so werden Sie wissen, was wir wollen. Mehr möchte ich von dieser Stelle aus hierüber nicht sagen.

Und damit möchte ich zum Schluß meiner Ausführungen kommen.

Wie wir im vorigen Jahre die Otto Lilienthal-Gedenkmünze der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt Herrn Professor Dr. Prandtl zum ersten Male verleihen konnten, so gereicht es mir in diesem Jahre zu einer ganz besonderen Freude und Ehre, unserm hochverehrten Mitglied, Herrn Professor Dr.-Ing. E. h. Hugo Junkers, anläßlich seines 70. Geburtstages und in Anbetracht seiner außerordentlichen Verdienste um die deutsche Luftfahrt die Ehrenmitgliedschaft unserer Gesellschaft antragen zu dürfen. Es würde die Verdienste dieses Mannes nur abschwächen, wollte ich Worte darüber verlieren (zu Prof. Junkers).

Ich darf Ihnen, hochverehrter Herr Professor, hiermit die Ehrenurkunde überreichen und Sie bitten, nach wie vor ein treues Mitglied unserer Gesellschaft zu bleiben. (Lebhafter Beifall.)

Professor Dr.-Ing. E. h. Junkers: Ich weiß nicht, wie ich mich der Ehre würdig erweisen soll, die Sie hiermit noch auf mich häufen. Aber ich danke Ihnen, meine Herren, für das Wohlwollen und das freundliche Vertrauen, das Sie dadurch mir zum Ausdruck bringen. Ich werde mir Mühe geben, es wenigstens einigermaßen zu rechtfertigen. Vielen herzlichen Dank! (Lebhafter Beifall.)

Unseren beiden Vorstandsmitgliedern, Herrn Oberstleutnant a. D. Wagenführ und Herrn Professor Dr. Prandtl sowie den Mitgliedern des Vorstandsrates, die mir treu und unentwegt zur Seite gestanden haben, meinen tiefempfundenen Dank.

Ich erteile nunmehr das Wort zu seinem Vortrag Herrn Dr.-Ing. Dornier, »Das Flugschiff Do. X«.



V. Bericht

über die geschäftliche Sitzung der XVIII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V. am 7. November 1929, vormittags 9 Uhr, in der Technischen Hochschule Berlin, Charlottenburg, Berlinerstr. 170/71.

Vorsitz: Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. E. h. Schütte.

Tagesordnung.

a) Bericht des Vorstandes,
b) Entlastung des Vorstandes und Vorstandsrates,
c) Neuwahl der Rechnungsprüfer,
d) Zuwahl in den Vorstandsrat,
e) Satzungsänderung,
f) Wahl des Ortes für die OMV 1930,
g) Verschiedenes.

Bericht des Vorstandes.

Vorsitzender: Hochverehrte Herren! Ich eröffne die geschäftliche Sitzung der XVIII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt und erkläre dieselbe für beschlußfähig. Vor Eintritt in die Tagesordnung möchte ich noch nachträglich die Zustimmung der Mitgliederversammlung dazu einholen, daß wir Herrn Professor Dr.-Ing. E. h. Hugo Junkers gestern zum Ehrenmitglied ernannt haben. — Ich stelle fest, daß sich kein Widerspruch erhebt.

Im vorigen Jahre in Danzig überließen Sie es dem Vorstand, den diesjährigen Tagungsort auszusuchen. Wir standen bereits mit der Stadt Wien in Unterhandlungen, um dort unsere Tagung abzuhalten. Leider war es aber infolge der finanziellen Lage in der Luftfahrt nicht möglich, die Einladung anzunehmen. Wir haben uns infolgedessen entschlossen, schon mit Rücksicht darauf, daß weit über die Hälfte unserer Mitglieder in Berlin wohnt und viele auswärtige Herren des öfteren nach Berlin kommen, hier zu tagen. Außerdem waren wir jetzt auch mehrere Jahre hindurch auswärts, trotzdem wir eigentlich eine Tagung auswärts und die folgende wieder in Berlin veranstalten wollten.

Seit der XVII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung, die vor ca. 1½ Jahren in Danzig stattfand, sind wir leider durch den Tod verschiedener tüchtiger Mitglieder betroffen worden. Außer unserem Ehrenvorsitzenden, Seiner Königlichen Hoheit dem Prinzen Heinrich von Preußen, sind dies die Herren:

Major Leonhardy, Geh. Oberbaurat Krey, Werner Landmann, Kaptlt. v. Prondzynski, Ing. Drexler, Geheimrat Prof. Schreiber, Obstlt. Siegert, Ing. Scherz.

Ich darf Sie bitten, sich zum ehrenden Gedenken für die Verstorbenen von den Plätzen zu erheben. (Geschieht.) Ich danke Ihnen.

1. Mitgliederstand.

In dem verflossenen Geschäftsjahr haben wir 24 Austritte und 9 Todesfälle gehabt, denen 96 Neuaufnahmen gegenüberstehen. Wir zählen demnach heute 865 Mitglieder gegenüber 448 vor 10 Jahren. Wir haben also um reichlich 400 Mitglieder zugenommen, immerhin ein erfreuliches Zeichen, besonders wenn man die schweren Zeiten berücksichtigt, die wir alle durchgemacht haben. Wir wären schon weit über 1000 Mitglieder, wenn nicht eine ganze Anzahl aus wirtschaftlichen Gründen gezwungen gewesen wäre, ihren Austritt zu erklären.

Sitzungen des Vorstandsrates.

Der Vorstandsrat hat am 2. Juni 1928 und am 5. November 1929 getagt. Außerdem sind wir in ständiger Verbindung mit den einzelnen Mitgliedern gewesen.

2. Flugtechnische Sprechabende.

Auch im verflossenen Geschäftsjahr haben satzungsgemäß eine Reihe von Sprechabenden stattgefunden, die ganz ausgezeichnet besucht waren und sehr anregend wirkten. Das ging besonders aus den Aussprachen hervor. Es folgen die Daten und Themen der Vorträge:

23. November 1928: Ing. Offermann, »Gedanken und Ideen zur Ila 1928«.
7. Dezember 1928: Prof. Georgii, »Neue Ergebnisse des Segelfluges«. Anschließend Vorführung des Segelflugfilms der Rhön-Rossitten-Gesellschaft.
17. Januar 1929: Obering. Dr.-Ing. Klingohr, »Neuzeitliche Erfahrungen in der Erzeugung und Anwendung von Edelstählen«. Anschließend Filmvorführung.
8. Februar 1929: Dipl.-Ing. Hübner, »Die Flugeigenschaften der deutschen Flugzeuge«.
12. März 1929: Prof. Samoilowitsch udd Flugzeugführer Tschuchnowsky, »Über ihre Erfahrungen in der Arktis«. Mit Filmvorführung.
12. April 1929: Igo Etrich, »Die historische Entwicklung des Taubenprinzips und dessen Bedeutung für die Zukunft«.

Alle Vorträge waren wie gesagt ausnahmslos gut besucht, besonders der Vortragsabend am 12. März 1929, der eine Veranstaltung der WGL mit dem Aero-Club von Deutschland und der Internationalen Gesellschaft zur Erforschung der Arktis mit Luftfahrzeugen war.

3. Vorträge über die Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs.

Ich komme nun zu einem Punkt, zu dem Herr Justizrat Hahn noch Stellung nehmen wird; das sind die Vorträge über die Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs, die durch den Vortrag von Herrn Offermann seinerzeit ausgelöst wurden. Ich möchte dazu kurz folgendes bemerken. Es könnte fraglich sein, ob die Behandlung eines solchen Themas in den Rahmen der WGL gehört. Dies ist auch wiederholt von uns zum Ausdruck gebracht worden. Aber man bat uns als neutrale Stelle dringend, doch ein Ventil zu öffnen, da sonst vielleicht sehr heftige Explosionen erfolgen würden. Meine Herren! Ich habe seinerzeit immer wieder und wieder betont, daß die WGL als solche sich weder mit dem Inhalt der Vorträge noch mit den Vortragenden in irgendeiner Weise identifiziere. Man hat aber immer wieder versucht, die WGL hineinzuziehen, und es ist dann schließlich zu allerhand Weiterungen gekommen, die nicht gerade sehr erfreulich waren. Immerhin scheint dieser Vorgang doch noch Früchte tragen zu sollen. Jedenfalls fühlt sich die WGL unter allen Umständen von irgendeiner Parteinahme frei und würde auch in Zukunft solche ablehnen.



Es fanden im Sitzungssaal des Herrenhauses folgende Vorträge statt:

9. Januar 1929: Ing. Offermann, »Analyse der Selbstkosten«.
11. Februar 1929: Dr. Moraht, »Gesichtspunkte zur Hebung der Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs«.
31. Mai 1929: Direktor Sachsenberg, »Die deutsche Luftfahrtwirtschaft als Gesamtproblem«.

Alle drei Vorträge, die im Herrenhaus stattfanden, waren außerordentlich besucht und hatten sehr angeregte Aussprachen zur Folge.

Justizrat Hahn: Meine Herren! Es ist Ihnen bekannt, daß sich eine Reihe Kontroversen an diese Vorträge im Herrenhaus angeschlossen haben. Diese haben natürlich auch zu Kontroversen zwischen dem Vorstand, dem Reichsverkehrsministerium und nachher auch mit dem preußischen Handelsministerium geführt. Sie sind im Vorstand unter Zuziehung meiner Person besprochen und erledigt worden. Es haben sich verschiedene Umstände aufgeklärt, und ich kann auf Grund der Korrespondenz erklären, daß nunmehr alles, was zwischen den Ministerien und der WGL an Kontroversen entstanden war, restlos bereinigt ist. Ich halte mich für verpflichtet, das sowohl im Interesse der Ministerien als auch im Interesse unserer Gesellschaft und eines gedeihlichen weiteren Zusammenarbeitens hier zu erklären.

4. Arbeit mit anderen Vereinen.

Aber nicht nur durch Vorträge, sondern auch durch regen Verkehr mit anderen Vereinen haben wir den Gedanken der Luftfahrt gefördert. Entsprechend den §§ 2 und 3 unserer Satzung haben wir die Arbeit mit verwandten Vereinen gepflegt, und zwar: mit der DVL, dem Verein deutscher Ingenieure, dem Deutschen Verband technisch-wissenschaftlicher Vereine, dem Deutschen Luftrat, dem Deutschen Museum, der Rhön-Rossitten-Gesellschaft, dem Ausschuß für technisches Schulwesen, der Arbeitsgemeinschaft für Auslands- und Kolonialtechnik, der Internationalen Gesellschaft zur Erforschung der Arktis mit Luftfahrzeugen, dem Deutschen Luftfahrt-Verband, dem Aero-Club von Deutschland und der Gesellschaft der Freunde und Förderer der Hamburgischen Schiffbau-Versuchsanstalt.

Es haben zahlreiche Besprechungen und Sitzungen in der Geschäftsstelle stattgefunden, und wir sind dauernd mit diesen Verbänden und Vereinen in Kontakt geblieben. Zu den Sitzungen des Deutschen Verbandes technisch-wissenschaftlicher Vereine war ich, zu denen des Deutschen Luftrates ständig Herr Generalsekretär Krupp erschienen. An dem 1. Internationalen Kongreß der Sanitätsluftfahrt in Paris nahm als Vertreter der WGL Herr Dr. Koschel teil. Außerdem ist Herr Generalsekretär Krupp in dem Kartenausschuß des Reichsverkehrsministeriums als Sachverständiger für die WGL entsandt.

5. Rechnungslegung und Beitragserhöhung.

Ich komme nun zu einem sehr wichtigen Kapitel. Ich möchte dies etwas eingehender behandelt wissen, weil die Rechnungslegung und die damit verbundenen Folgerungen für den Fortbestand der WGL von größter Bedeutung sind. Wie Sie wohl alle wissen, haben andere Vereine ihren Beitrag ganz wesentlich erhöht, z. B. der Aero-Club von 40 auf M. 100, also um M. 60, der Kaiserliche Yachtclub gar auf M. 160, die Deutsche Gesellschaft von 1914 auf über M. 100, während wir, die wir doch an Zeitschriften, Vorträgen usw. ganz erheblich mehr leisten, heute noch auf M. 24 stehen. Die Erörterungen im Vorstandsrat haben über diese Frage ziemlich lange gedauert. Wir wollten erst den Beitrag auf M. 40 erhöhen. Es ist aber befürchtet worden, daß das nicht gehen werde. Wir haben uns zunächst einmal versuchsweise damit abgefunden, daß wir den Beitrag von M. 24 auf 32 erhöhen also nur um M. 8, und daß die Berliner Mitglieder eine Extra-Umlage von M. 8 zahlen. Ich möchte Herrn Justizrat Hahn bitten, den Bericht über die Rechnungslegung und die Begründung für diese Beitragserhöhung zu geben.

Justizrat Hahn: Meine Herren! Wir haben im Jahre 1928 einen guten Abschluß gemacht, weil wir in diesem Jahre M. 21000 Spenden gehabt haben. Das war eine Summe, die wir früher nie erreicht haben. Während wir von dem Jahre 1927 noch einen Gewinn von M. 2887 hatten, haben wir 1928 lediglich mit einem Gewinn von M. 59 abgeschlossen, und zwar hauptsächlich deswegen, weil für das Fliegerhandbuch noch Verpflichtungen bestehen, die als laufend angesehen werden müssen, und weil es zweifelhaft geworden ist, ob und inwieweit die Bibliothek aufrechterhalten werden kann. Wir haben also für diese Posten M. 5000 und M. 6000 zurückgestellt, so daß wir mit einem Gewinn von M. 59 abschließen. Wir haben noch bei der Bank ein Vermögen von etwas über M. 3000 in Wertpapieren, und zwar ist das der heutige Wert; denn in der Bilanz erscheinen die Papiere lediglich mit M. 884. Das ist der seinerzeitige Anschaffungswert. Darin liegt eine Reserve.

Nun ist es so, daß wir nicht mehr damit rechnen können, daß diese Spenden, die früher reichlicher geflossen sind, dauernd weiter fließen. Wir müssen uns also so einstellen, daß wir unsere Ausgaben aus uns selbst decken. Dazu war nun eine Erhöhung des Beitrags vorgeschlagen worden. Über den Beitrag selbst hat ja nach unseren Satzungen allein der Vorstand zu beschließen, so daß also eine Stellungnahme der Mitgliederversammlung nicht in Frage kommt. Der Vorstand hat aber die Sache, wie der Herr Vorsitzende schon erwähnt hat, dem Vorstandsrat unterbreitet. Dieser hat sich schließlich dahin entschieden, den Beitrag von M. 24 auf 32 zu erhöhen und von den Berliner Mitgliedern mit Rücksicht darauf, daß sie doch mehr Vergünstigungen von der WGL haben als die auswärtigen, eine Extra-Umlage von M. 8 zu erheben, so daß also die Berliner Mitglieder M. 40, die auswärtigen M. 32 zu zahlen haben. Ob wir durchkommen, muß sich zeigen. Es würde dadurch die einkommende Beitragssumme, die im letzten Jahre M. 27000 brachte, um etwa M. 12 bis 13000 höher werden können, da wir bei dieser geringen Erhöhung nicht damit rechnen, daß Mitglieder wegen der M. 8 abgehen werden. An Stiftungen haben wir M. 2500 eingesetzt, so daß wir dann mit M. 42500 im Jahre balancieren und damit auch die Aufgaben, die wir haben, erfüllen können. Ich möchte aber gleich bemerken, daß nach unseren Satzungen für Studenten und Assistenten sowie alle diejenigen, die das 30. Lebensjahr noch nicht vollendet haben, seitens des Vorstandes der Beitrag ermäßigt werden kann, wie das auch früher schon geschehen ist. Deren Beitrag kann bis zu ⅓ herabgesetzt werden. Die Betreffenden erhalten dann nicht die Zeitschrift. Damit sind auch die Befürchtungen, die von verschiedenen Seiten geäußert worden sind, daß der junge Nachwuchs infolge der Beitragserhöhung vielleicht nicht mehr Mitglied werden könne, beseitigt.

Die Rechnungen selbst sind von Herrn Professor Berson und mir, nachdem der vereidigte Bücherrevisor sie geprüft und die Ordnungsmäßigkeit bescheinigt hat, durchgesehen worden. Wir haben natürlich nicht alle Rechnungen nachgesehen, aber stichprobenweise nachgeprüft und festgestellt, daß alles in Ordnung ist. Professor Berson und ich beantragen infolgedessen die Entlastung der Geschäftsführung wie des Vorstandes, und ich bitte Sie, dies zum Beschluß zu erheben.

Vorsitzender: Hat jemand dagegen etwas einzuwenden? — Das ist nicht der Fall. Dann bitte ich, die Entlastung für Geschäftsführung und Vorstand erteilen zu wollen. — Der Brief, den die Herren Rechnungsprüfer Justizrat Hahn und Professor Berson geschrieben haben, lautet:

> Die Unterzeichneten haben am heutigen Tage (18. 4. 1929) die Bücher der WGL und der Zentralbibliothek der deutschen Luftfahrt sowie die Bilanzaufstellungen per 31. Dezember 1928 geprüft und die Richtigkeit der Posten durch zahlreiche Vergleiche mit den Originalbelegen festgestellt. Wir haben alles in Ordnung gefunden und werden in der Geschäftssitzung der Ordentlichen Mitglieder-Versammlung die Entlastung des Vorstandes und Generalsekretärs beantragen.

Ein Widerspruch erhebt sich nicht. Dann darf ich feststellen, daß der Geschäftsbericht in Ordnung, daß die Entlastung erteilt ist, und daß Sie mit der vom Vorstandsrat beschlossenen Erhöhung der Beiträge einverstanden sind. Ich darf noch kurz erwähnen, daß wir uns auch deshalb dazu veranlaßt gefühlt haben, weil der Herr Vertreter des Reichsverkehrsministeriums mit Sicherheit Zuschüsse nicht in Aussicht stellen konnte. Aber vielleicht kann sich das noch im Laufe der Zeit ändern. (Zuruf: Hoffentlich.)

Neuwahl der Rechnungsprüfer.

Vorsitzender: Die Herren Justizrat Hahn und Professor Berson haben sich bereit erklärt, dieses schwierige Amt wieder zu übernehmen, und ich bitte Sie, sich damit einverstanden zu erklären. — Widerspruch erhebt sich nicht; ich danke Ihnen. Vor allem möchte ich aber Herrn Justizrat Dr. Hahn und Herrn Prof. Berson für ihre Mühewaltung herzlich danken und auch dafür, daß sie das Amt wieder annehmen wollen.

Zuwahl in den Vorstandsrat.

Vorsitzender: Durch den Tod der Herren Schreiber und v. Tschudi sind 2 Stellen im Vorstandsrat frei geworden; außerdem haben Herr Geheimrat Süring und Herr Kasinger ihr Amt niedergelegt — Herr Prof. Dr.-Ing. E. h. Junkers gehört als Ehrenmitglied sowieso dem Vorstandsrat an —, so daß wir im ganzen 6 Stellen zu besetzen hätten. Der Vorstandsrat schlägt Ihnen vor, folgende Herren in den Vorstandsrat zu wählen: Prof. Otto Krell und, da wir Wert darauf legen, die Konstrukteure der Flugzeugfirmen möglichst hereinzubekommen, damit das Kapitel der konstruktiven Fragen, das wir bereits in einem Ausschuß behandeln, noch intensiver behandelt wird, die Herren Dr.-Ing. Heinkel, Dipl.-Ing. Messerschmitt, Dipl.-Ing. Focke, Prof. Kutzbach, Dipl.-Ing. Rethel.

Hat jemand gegen diese Vorschläge etwas einzuwenden? — Das ist nicht der Fall. Dann sind die Herren in den Vorstandsrat gewählt.

Bilanz per 31. Dezember 1928.

Vermögen	M.	M.
Kassenbestand		5593,87
Deutsche Bank Guthaben		1300,—
Emden & Co. Bankguthaben		39923,98
do. do. v. Bibliothek		748,64
Wertpapiere alter Kurs		884,70
heutiger Wert	M.	
M. 660 Mitt. Kred.-Bank-A. à 215,—	1419,—	
» 900 Dt. Atl. Tel. A. à 143,—	1287,—	
» 100 Pomm. Prov. Zuck. A. à 117,50	117,50	
	2823,50	
ZFM-Unterstützung		400,05
Abzeichen		156,45
Lilienthal-Gedenkstätte		103,29
		49110,98

Verpflichtungen	M.	M.
Vortrag 1927	2887,41	
Vermögens-Konto Gewinn 1928	59,93	2947,34
R. Oldenbourg-Verlag		17698,84
Navigierungsausschuß		334,66
Konstruktionsausschuß		15002,40
Zentral-Bibliothek		748,64
Unterstützungsfond		1379,10
Laufende Verpflichtungen		6000,—
Aufrechterhaltung der Bibliothek		5000,—
		49110,98

Gewinn- und Verlust-Konto

Ausgaben	M.
ZFM und Beihefte	13994,35
Gehälter	12484,90
Bürobedarf	4080,62
Porto	1500,32
Miete	3777,55
Handlungs-Unkosten	300,03
Reisespesen	1354,40
Katalog	1907,90
Fliegerhandbuch	2352,07
Lufo-Kommission	710,46
Laufende Verpflichtungen	6000,—
Aufrechterhaltung der Bibliothek	5000,—
Gewinn	59,93
	58522,58

Einnahmen	M.
Mitglieder-Beiträge	27019,17
Flugtechn. Sprechabende	1053,50
Spenden	21100,—
Zinsen	2048,87
Ordentl. Mitglieder-Versammlung	1554,96
Oldenbourg-Lufo-Kommission	746,03
	58522,58

Durchgesehen und mit Stichproben geprüft.
Keine Beanstandung.

Berlin, den 18. April 1929.
gez. Dr. W. Hahn, Justizrat. gez. A. Berson.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt E. V.

gez. Krupp, Generalsekretär.

gez. Wagenführ, Schatzmeister.

Vorstehende Bilanz nebst Gewinn- und Verlust-Rechnung habe ich geprüft und mit den ordnungsmäßig geführten Büchern der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V. zu Berlin übereinstimmend gefunden. Desgleichen wurden die Kassenbelege geprüft und mit den Eintragungen übereinstimmend gefunden.

Berlin, den 9. April 1929.

gez. Oscar Jaenicke.
Öffentl. angestellter beeidigter Bücherrevisor im Bezirk der Handelskammer zu Berlin.

Satzungsänderung.

Vorsitzender: Durch den Tod unseres Ehrenpräsidenten, des Prinzen Heinrich, ist das Ehrenpräsidium frei geworden. Ich hatte vorgeschlagen, daß wir keinen Ehrenpräsidenten mehr wählen sollten. Nun ist aber von anderer Seite gesagt worden, man könne nie wissen, was einmal wird, warum solle man dies Ehrenamt nicht bestehen lassen. Wenn man es ändern wolle, bedeute es eine Satzungsänderung und müsse vor die Mitglieder-Versammlung. Man hat sich dieser Ansicht angeschlossen. Der Punkt »Satzungsänderung« fällt somit aus.

Wahl des Ortes für die OMV 1930.

Vorsitzender: Gestern Abend hat der Vertreter Wiens wieder dringend gebeten, wir möchten nach Wien kommen. Wir hatten uns im letzten Augenblick entschlossen, in diesem Jahre nicht dorthin zu gehen. Das war richtig, denn wir wären mitten in die politischen Streitigkeiten geraten, die im September in Wien ausgetragen wurden. Nun bittet der Vertreter Wiens offiziell im Auftrage des Herrn Bundespräsidenten, wir möchten doch 1930 nach dort kommen. Es haben uns weiter eingeladen: Aachen, Braunschweig, Breslau, Dresden, Eisenach, Karlsruhe i. B., Kassel, Koblenz, Köln, Leipzig, Magdeburg, Neustadt a. Hardt. Sie sehen, wir scheinen ganz beliebte Leute zu sein. Es ist natürlich schwer, schon jetzt eine Entscheidung zu treffen. Ich möchte bitten, es so zu lassen, wie es immer gewesen ist, daß der Vorstand bzw. ein kleines Gremium die Wahl treffen. Dann kommen wir am schnellsten zum Ziele. — Widerspruch dagegen erhebt sich nicht. Dann ist auch dieser Punkt erledigt.

Tätigkeit der Ausschüsse.

Vorsitzender: Nach unserer Satzung können wir unser Arbeitsgebiet ziemlich weit strecken. Das erfordert naturgemäß eine Reihe von Ausschüssen, über deren Tätigkeit die einzelnen Herren hier berichten werden.

1. Vorbereitung zur XVIII. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung 1929 in Berlin.

Vorsitzender: Nachdem, wie ich Ihnen eingangs sagte, die Verhandlungen mit der Stadt Wien für die diesjährige Tagung wegen finanzieller Schwierigkeiten abgebrochen werden mußten, hat sich der Vorstand entschlossen, die XVIII. Ordentliche Mitglieder-Versammlung in Berlin stattfinden zu lassen. Die Vorbereitungen wurden von Herrn Generalsekretär Krupp im Einvernehmen mit dem Vorstand getroffen.

2. Ausschuß für Vorträge.

Vorsitzender: Diesem Ausschuß gehören folgende Herren an:

Marinebaurat a. D. Engberding,
Prof. Everling,
Prof. Fuchs,
Prof. Hoff,
Prof. Madelung,
Prof. Prandtl,
Prof. Reißner,
Dr.-Ing. Rumpler,
Dr. Koppe,
Krupp,
Direktor Schubert,
Dr.-Ing. Rohrbach,
Prof. v. Parseval.

Wie in den Vorjahren mußten verschiedene Vorträge zurückgestellt werden, da sie in der uns zur Verfügung stehenden Zeit nicht alle gehalten werden konnten. Diese zurückgestellten Vorträge werden z. T. in den monatlichen Sprechabenden erfolgen.

3. Ausschuß für konstruktive Fragen.

Vorsitzender: Im vorigen Jahre teilten wir Ihnen bereits mit, daß der Termin für die Abgabe der Arbeiten zu unserem Preisausschreiben bereits abgelaufen sei, aber das Ergebnis noch nicht mitgeteilt werden könne, da die Arbeiten sich noch in der Prüfung befänden. Nachfolgend geben wir Ihnen nunmehr die Preisverteilung bekannt:

H. Blenk und F. Liebers, Berlin-Adlershof,
mit einem Preise von M. 2500 für ihre Arbeit über Flügelschwingungen.

Manfred Rauscher, Cambridge USA,
für seine Arbeit auf demselben Gebiet mit einem Preise von M. 2000.

J. Mathar, Aachen,
für seine Arbeit auf dem Gebiet der Elastizitäts- und Schwingungsuntersuchung von Flugzeugen mit einem Preise von M. 2000.

Außerdem konnte noch eine Arbeitsbeihilfe von M. 1200 für eine experimentelle Arbeit über Flügelschwingungen und zwei weitere Beihilfen für Arbeiten auf dem Gebiete der Dauerfestigkeit von Metallen verliehen werden.

Die Arbeiten Blenk/Liebers, Essers, Rauscher und Mathar sind bereits in Heften der Luftfahrt-Forschung und in dem Jahrbuch 1928 veröffentlicht.

4. Bericht über Segelflug.

Prof. Georgii: In diesem Jahre muß an dieser Stelle hervorgehoben werden, daß die Feier der zehnmaligen Wiederholung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes, die in diesem Jahre begangen werden konnte, auch für die WGL das Jubiläum der zehnmaligen Ausübung des Ehrenschutzes über diese Veranstaltungen bedeutet. Es ist nicht belanglos gewesen, daß eine in so hohem Ansehen stehende, der Wissenschaft und Forschung dienende Gesellschaft von Anfang an sich schützend und richtungweisend vor eine sportliche Veranstaltung gestellt und dadurch mitgeholfen hat, im Segelflugsport die Anschauungen fest zu begründen, daß die fliegerischen Leistungen zugleich der wissenschaftlichen Forschung dienen sollen, die Verbindung von Sport und Wissenschaft, die keine andere sportliche Betätigung in gleichem Ausmaße aufzuweisen hat, hat von Anfang an den Rhön-Segelflügen ihr besonderes Gepräge gegeben und hat weiterhin den Segelflug zu dem überragenden, früher kaum als möglich erachteten Leistungen geführt, die wir in der Gegenwart erleben. Es sind nur wenige Persönlichkeiten in diesem Kreise, die schon im ersten Rhön-Segelflug diese Tradition mit begründet haben, Professor Prandtl, Professor Hoff, Professor von Kármán und ich selbst. Es sei mir deshalb als einem der ältesten Mitarbeiter der Rhön-Segelflüge und als demjenigen, welcher heute in erster Linie den Segelflug wissenschaftlich betreut, gestattet, der WGL, Professor Prandtl, Professor Hoff und Professor von Kármán zu danken, daß sie von Anfang an auf die wissenschaftliche Durchdringung der Segelflugbewegung hingewirkt haben. Welche Bedeutung die wissenschaftliche Führung für die Segelflugleistungen gewonnen hat, haben die letzten beiden Jahre am auffallendsten gezeigt. Der Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1928 war hinsichtlich seiner Leistungen ein Rekordwettbewerb, und doch haben die Segelflugleistungen des Wettbewerbes 1929 das vergangene Jahr bei weitem in den Schatten gestellt. Die Streckenflüge von 150 km Länge und die Höhenflüge bis 2200 über Start beweisen am eindringlichsten die gewaltige Leistungssteigerung. Wertvoll ist dabei vor allem, daß diese Fortschritte nicht dem Zufall zu verdanken sind, sondern auch die planmäßige Ausnutzung der vom Forschungsinstitut der R.R.G. erschlossenen Segelflugmöglichkeiten unter Wolken und vor Böenfronten zurückzuführen sind. Wolkensegelflug und Frontensegelflug sind heute die allein erfolgverheißenden Segelflugmöglichkeiten, während der Flug am Gebirgshang, der 9 Jahre den Segelflug allein beherrscht hat, nur dazu dient, den Anschluß an den Wolkenaufwind und die Böenfront zu vermitteln.

Der Erfolg, welcher in der wissenschaftlichen Arbeit noch in den letzten Monaten dieses Sommers auf der Wasserkuppe erzielt worden ist, läßt die weitere Entwicklung der Segelflugleistungen und der Bedeutung des Segelfluges außerordentlich zuversichtlich beurteilen. Im September ds. Js.

sind vom Forschungs-Institut der R.R.G. weitere Aufwindmessungen im Bereich von Kumuluswolken durchgeführt worden, welche neue wertvolle Aufschlüsse gegeben haben und welche zeigen, daß es ohne zu große Schwierigkeiten möglich sein wird, im Segelflug Höhen von 4000 bis 4500 m zu erreichen, was gleichbedeutend ist mit der Möglichkeit der weiteren Steigerung der Streckenleistungen. Die Versuche mit Anhängerflugzeugen, welche gleichfalls in diesem Sommer vom Forschungs-Institut der R.R.G. systematisch in Angriff genommen worden sind, und die zuerst nur geringe Höhen erreichen ließen, konnten in diesem Herbst auch noch zu dem erstrebten Abschluß gefördert werden, so daß die Segelflüge nunmehr auch in die Ebene verlegt werden können und von jedem Orte aus bei geeigneter Wetterlage unter Ausnutzung des Wolkenaufwindes große Höhen- und Streckenflüge durchgeführt werden können. Neben diesen fliegerischen Leistungen hat der Segelflug auch jüngst erst gezeigt, was er als technisches Forschungsmittel zu leisten vermag. Das schwanzlose Flugzeug »Storch«, welches das Forschungs-Institut der R.R.G. erst vor wenigen Tagen in Berlin vorgeführt hat, dürfte den Beweis erbracht haben, daß die technische Entwicklung neuer Flugzeugtypen auf dem Wege über das Segelflugzeug sich außerordentlich bewährt hat und am sichersten vor kostspieligen Fehlschlägen schützt.

Wir sehen also nach 10jähriger Segelflugbetätigung kein Zeichen der Erlahmung oder der Stagnation, sondern im Gegenteil haben uns gerade die letzten Jahre erst die richtigen Wege gewiesen, so daß wir heute in der Segelflugforschung vor einer Fülle neuer Anregungen und Aufgaben stehen, die uns in den kommenden Jahren einen ständigen Ansporn geben und weitere Steigerung der Flugleistungen erwarten lassen werden.

Vorsitzender: Ich glaube, wir alle können Herrn Professor Georgii für den außerordentlichen Fleiß und die Umsicht, die er auf diese Sache verwandt hat, nur dankbar sein. Wer neulich Zeuge des fabelhaften Erfolges des Kleinflugzeugs mit Außenbordmotor gewesen ist, mußte staunen, welch enorme Fortschritte im Laufe der 10 Jahre gemacht worden sind. Ich darf Ihnen, Herr Professor, nochmals unseren Dank für all die Mühewaltung aussprechen, die Sie auf sich genommen haben. Ich glaube, Ihnen den Schutz für den Segelflug auch weiterhin zusichern zu dürfen.

5. Navigierungs-Ausschuß.

Professor Berson: Der Ausschuß war in den seit der letzten Ordentlichen Mitglieder-Versammlung zu Danzig verflossenen 16 Monaten tätiger als wohl in jedem anderen Jahre seines Bestehens. Da Herr Dr. Koppe in einem eingehenden Vortrage, der in diesem Jahrbuch mit zum Abdruck gelangt, einen Rückblick auf die gesamten Arbeiten des Ausschusses seit seiner Reaktivierung im Jahre 1920 gibt, so kann der vorstehende Bericht sich auf einige Feststellungen beschränken.

Außer der weiteren Förderung der Arbeit an den Monographien über die verschiedenen Einzelgebiete der Luftfahrzeug-Navigation, von denen ja ein Heft Tabellen und ein anderes mit Einzeldarstellungen bereits erschienen sind, einer Arbeit, mit der sich noch drei Mitglieder des Ausschusses für die noch fehlenden Teilgebiete: Kompasse, chronomische Ortsbestimmung und Kartenmaterial befassen, fiel in das Berichtsjahr vor allem die Beantwortung der bereits auf der Danziger Tagung erwähnten seitens der Industrie gestellten Fragen. Diese Fragestellung ist unterdes abgeändert worden, und neben einem größeren Unterausschuß, dem die Bearbeitung des ursprünglichen umfangreicheren Fragebogens oblag, wurde ein kleiner aus vier Praktikern bestehender Spezialausschuß eingesetzt zur Beantwortung einer ganz konkreten Frage: »Welche zur Zeit vorhandenen Bordgeräte ermöglichen nach den bisherigen Erfahrungen das Fliegen bei unsichtigem Wetter und fehlender Erdsicht unter völligem Ausschluß der Bodenorganisation.« Das vom Sonderkomitee ausgearbeitete Exposé fand nach gründlicher Durchberatung die Billigung des Gesamtausschusses allerdings unter Beischluß eines Separatvotums und ebenso den Beifall des Ausschreibers.

Außer zahlreichen Beratungen der Unterausschüsse und mehr als gewöhnlich umfangreichem Schriftverkehr erforderte die Bewältigung unserer Aufgaben in diesem Jahre die Abhaltung von nicht weniger als neun mehrstündigen Vollsitzungen.

Schwer getroffen wurde der Ausschuß — wie ja unsere WGL überhaupt — durch den Verlust eines seiner erfahrensten und gedankenreichsten Mitglieder, des Herrn Opitz, dessen Hinscheiden wir ja alle betrauern.

Vorsitzender: Aus Ihrem Beifall, meine Herren, glaube ich schließen zu dürfen, daß die Ausführungen des Herrn Professor Berson allseitige Billigung gefunden haben.

Bericht über den medizinischen Ausschuß.

Oberstabsarzt a. D. Dr. Koschel: Der medizinische Ausschuß ist der jüngste unter den Ausschüssen. Er besteht erst so kurze Zeit, daß von großen Ergebnissen noch nicht zu berichten ist. Im medizinischen Ausschuß haben sich Vertreter von anderen wissenschaftlichen Gebieten, die sich mit der Luftfahrt beschäftigen, zusammengefunden mit einigen Ärzten, einmal damit Sie uns Ärzten sagen, was Sie in medizinischer Beziehung wollen, und dann, damit die Ärzte die Möglichkeit haben, bei ihren Untersuchungen und Versuchen die technischen Hilfsmittel der anderen kennen zu lernen. Eine große Schwierigkeit liegt auf wirtschaftlichem Gebiete. In allen anderen Staaten gibt es Militärluftfahrt und eigens für diesen Zweck angestellte Ärzte, die ihr Gehalt bekommen und sich diesen Fragen widmen können. Wir haben in Deutschland keinen einzigen Arzt, der sich in einer Stellung befindet, die ihm diese Arbeiten ermöglicht. Vorübergehend einmal wurden Dr. Gillert und Dr. Kaiser von der DVL bezahlt und konnten sich der Sache widmen. Jetzt liegt die ganze Arbeit bei den frei praktizierenden Ärzten. Anders in anderen Staaten. Da können sich auch die physikalischen Institute damit beschäftigen, indem einfach Fliegerärzte dahin kommandiert werden. Ich kenne die Einrichtungen in Frankreich und England. Bei uns können sich die Ärzte auch nicht vorübergehend, auch nicht 4 bis 6 Wochen, einer solchen Spezialaufgabe widmen. Denn wenn ein Arzt nicht den ganzen Tag, mindestens 10 bis 12 Stunden, praktiziert, kann er überhaupt nicht mehr durchkommen, und wenn einer 4 Wochen unterbrechen will, braucht er 14 Tage, um die Praxis auszufädeln, und er braucht mindestens 2 Monate, um sie nachher wieder einzufädeln. Der praktische Arzt kann die Wissenschaft nicht rein platonisch lieben, es muß auch etwas dabei herauskommen. Ich habe vorläufig den Hauptwert darauf gelegt, immer Gelegenheit zu nehmen, in anderen Staaten mit den Fliegerärzten in Verbindung zu treten, um so wenigstens unterrichtet zu sein. Wie wir es machen wollen, selbst zu forschen, weiß ich noch nicht. Die physikalischen Institute, an die ich mich gewandt habe, haben alle abgelehnt. Die Assistenten und Abteilungsleiter sind mit anderen Fragen beschäftigt und sagen, daß diese rein die Luftfahrt betreffenden Fragen für sie kein genügend großes Interesse hätten. Daß sie Interesse für den Verkehrsflug haben, wissen wir; dazu sind keine besonderen Institute nötig. Das was wir für den einzelnen sportlichen Hochflug bis 12000 m brauchen, wissen wir jetzt auch. Die anderen Pläne, um z. B. die Bedingungen in noch größerer Höhe zu erforschen, hätten, so sagen sie, für sie keinen praktischen Wert; dafür könnten sie keine Assistenten bereitstellen. Es wird darauf ankommen, daß wir versuchen, irgendwelche Stellen zu finden, die die Arbeit machen können. Vielleicht kann vom Militär irgendein physikalisches Institut abkommandiert werden, um sich dieser rein wissenschaftlichen Frage zu widmen.

Justizrat Hahn: Die Frage scheint mir so wichtig zu sein, daß wir dazu Stellung nehmen müssen. Soweit ich unterrichtet bin, können wir 72 Flieger halten. Die könnten doch einmal auf ihre Dienstfähigkeit untersucht werden. Es wäre vielleicht eine dankbare Aufgabe namentlich der Armee, sich der Sache zu widmen.

Dr. Koschel: Die Armee kann sich nicht damit beschäftigen. Ich bin der einzige Arzt, der wenigstens in einer Gesellschaft, bei der Deutschen Luft-Hansa, für Geld die Untersuchungen macht. Aber es handelt sich da nur um Untersuchungsmaterial. Man kann nicht nebenbei forschen. Sie müssen bedenken, daß einem eine Praxis wohl einmal Zeit läßt, auf eine Stunde anderswohin zu gehen, aber nicht 4 bis 5 Stunden. Wir haben das damals gesehen, als ich versuchsweise bei der DVL mitarbeitete. Man muß sich einen ganzen Vormittag freimachen. Das bringt aber nachher ein solches Gedränge in die weitere ärztliche Tätigkeit und soviel Verdruß, daß man es leider ablehnen muß.

Vorsitzender: Die Anregung von Herrn Justizrat Hahn scheint mir sehr beachtenswert. Ich weiß nur nicht, ob Herr Dr. Koschel ihr entsprechen kann.

Dr. Koschel: Auch Professor Brauer in Hamburg will ein solches Institut gründen, er hat auch einige Assistenten, so daß da gewisse Fragen bearbeitet werden können. Aber bis jetzt gibt es noch nichts.

Vorsitzender: Wir könnten ja in Form einer Eingabe eine Anregung geben.

Professor Hoff: Herr Dr. Koschel hat erwähnt, daß die DVL auf diesem Gebiete tätig war. Leider mußten wir diese Arbeiten einstellen, und zwar in einem Augenblick, wo sie eigentlich erst richtig anfingen. Herr Dr. Kaiser, der zuletzt bei uns war, hat es außerordentlich bedauert, daß er wieder seine Praxis übernehmen mußte, um sich einen gesicherten Boden zu schaffen; denn seine ersten Untersuchungen hatten eine Fülle von Aufgaben gestellt, die nun eigentlich her Lösung harren. Ich glaube, daß die WGL die Bestrebungen dieses Ausschusses, dem Herr Dr. Koschel vorsteht, doch sehr ernsthaft unterstützen sollte. (Sehr richtig!) Wir wissen nicht, wohin die Sache später führen wird und was sich nicht alles daraus ergeben kann. All die Bestrebungen, die hier erwähnt worden sind, können vielleicht dazu führen, daß ein allgemeines Interesse erregt wird. Sollte das gelingen, so werden vielleicht auch die Geldquellen fließen.

Professor Georgii: Ich halte es durchaus nicht für aussichtslos, wenn die WGL mit einer Resolution an die Regierungen der Länder herantritt und zum Ausdruck bringt, daß sie es für notwendig hält, daß an einer der Hochschulen ein Lehrauftrag für medizinische Luftfahrt erteilt wird oder ein luftfahrtmedizinisches Institut, am besten an einer Hochschule, gegründet wird. Ich könnte mir denken, daß sich manches Land diesen Gedanken ernsthaft überlegt; denn die Luftfahrt ist an den Hochschulen beliebt. Wir haben Beispiele von Hochschulen, wo in der letzten Zeit recht viel geschaffen worden ist, wo man vielleicht eine derartige Anregung dankbar aufnehmen wird.

Vorsitzender: Die WGL könnte ruhig eine Resolution fassen und unter Führung des Herrn Dr. Koschel, der auf dem Gebiete am längsten gearbeitet und die meiste Erfahrung hat, an das Medizinalkollegium oder an die Länder herantreten, damit ein solcher Lehrstuhl geschaffen wird. Sind Sie damit einverstanden, daß die WGL in dieser Weise die Sache weiter verfolgt? (Zustimmung.) Gut. Dann danke ich Ihnen, Herr Dr. Koschel, für Ihren Bericht, der auf fruchtbaren Boden gefallen ist.

7. Ausschuß für Luftrecht.

Oberregierungsrat Dr. Meyer: Die Tätigkeit des Ausschusses für Luftrecht in dem Berichtsjahr (1. Juni 1928 bis 1. November 1929) war wohl die umfassendste seit seinem Bestehen. Nahezu alle wichtigeren Fragen des Luftrechts, welche im Laufe des Jahres auftauchten, wurden in dem Ausschuß für Luftrecht erörtert. Ferner nahmen Mitglieder des Ausschusses für Luftrecht an allen großen internationalen Luftrechtkongressen sowie an dem deutschen Juristentag in Salzburg, auf dem die Frage einer einheitlichen Regelung der Haftpflicht der Eisenbahnen, Straßenbahnen, Kraftfahrzeugen und Luftfahrzeugen zur Erörterung stand, teil und erstatteten dem Ausschuß für Luftrecht über die verschiedenen Beratungen eingehenden Bericht. So u. a. Ministerialrat Wegerdt über die Tagung der Citeja im Mai 1928 in Madrid; Professor Schreiber über die Pariser Sitzung des Luftrechtausschusses der Internationalen Handelskammer, Mai 1928; ich selbst über den Madrider Kongreß des Comité juridique international de l'aviation und den Deutschen Juristentag in Salzburg. Professor Schreiber, der eine Studienreise nach den Vereinigten Staaten von Amerika gemacht hatte, berichtete ferner über die auf dieser Reise gewonnenen Eindrücke.

Auf Anregung des Ausschusses für Luftrecht wurde in einer unter dem Vorsitz des Reichsgerichtspräsidenten Simons einberufene gemeinsame Sitzung der Deutschen Landesgruppe der International Law Association, der Deutschen Gruppe des Comité juridique international de l'aviation, des Ausschusses für Luftrecht der WGL die Frage der Schaffung eines einheitlichen Weltluftverkehrsabkommens in einem eingehenden Vortrag des Syndikus der Deutschen Luft-Hansa A.G., Dr. Hermann Döring behandelt. Der Vortrag wurde später von Dr. Döring zu einem Entwurf eines Weltluftverkehrsabkommen nebst eingehender Begründung ausgearbeitet. Der Entwurf ist ins Englische übersetzt und an die International Law Association in London weitergeleitet. Er soll auf der nächsten Tagung der International Law Association im September 1930 in New York endgültig beraten und alsdann den einzelnen Staaten zur Annahme empfohlen werden.

Gegenstand weiterer Beratung waren die wichtigen in Vorbereitung befindlichen Ausführungsbestimmungen zum Deutschen Luftverkehrsgesetz, über die Reg.-Rat Schleicher vom Reichsverkehrsministerium berichtete. Mit Rücksicht auf die Bedeutung dieses Themas ist eine Wiederholung dieses Vortrags in größerem Kreise beabsichtigt.

Auf Anregung der Vereinigung Deutscher Flugzeughalter beschäftigte sich die Rechtskommission bisher in zwei Sitzungen mit der schwierigen Frage der Schaffung einer Luftfahrzeug-Hypothek. Hierzu hatte Dr. Döring den Entwurf eines Gesetzes betreffend die Bestellung von Pfandrechten an Luftfahrzeugen ausgearbeitet, der eingehend beraten wurde. In der zweiten Sitzung über das gleiche Thema legte Prof. Oppikofer, der neue Leiter des Instituts für Luftrecht in Königsberg, eine Denkschrift zu dem Gesetzentwurf des Dr. Döring vor. Zurzeit ist die Rechtskommission damit beschäftigt, unter Zugrundelegung der bisher über dieses Thema stattgehabten Erörterungen nochmals Richtlinien aufzustellen, deren Ausarbeitung Prof. Oppikofer übernommen hat. Mit den ausländischen Staaten, die in ihrer Gesetzgebung eine Luftfahrzeug-Hypothek bereits kennen, wurde Fühlung genommen.

Der Mitgliederstand der Rechtskommission hat sich im Berichtsjahr wiederum vergrößert. Als neue Mitglieder traten der Rechtskommission bei:

- Landgerichtsdirektor Albrecht, Auswärtiges Amt,
- Staatsminister a. D. Dominicus, Vorsitzender des Deutschen Luftfahrt-Verbandes E. V.,
- Rechtsanwalt Dr. Kottmeyer, Junkers-Werke,
- Prof. Manes, Deutscher Verein für Versicherungs-Wissenschaft,
- Geheimrat Martius, Auswärtiges Amt,
- Direktor Merkel, Deutsche Luft-Hansa A.G.,
- Prof. Neumeyer, München,
- Justizrat Dr. Niemeyer, Essen,
- Prof. Dr. Oppikofer, Leiter des Instituts für Luftrecht in Königsberg.

Auf der anderen Seite hat die Rechtskommission das Ableben zweier ihrer hervorragendsten Mitglieder zu beklagen; am 8. Oktober 1928 verstarb Major a. D. v. Tschudi, welcher der Rechtskommission seit ihrer Gründung angehört und an ihren Arbeiten stets mit besonderem Interesse teilgenommen hatte; am 24. Januar 1929 verstarb der Gründer und ehemaliger erster Vorsitzender der Rechtskommission, Geheimrat Prof. Dr. Schreiber, Leiter der Instituts für Luft-

recht in Königsberg. Die Rechtskommission wird beiden dauernd ein ehrendes Andenken bewahren.

Infolge des Ablebens von Prof. Schreiber, welcher auch Vorsitzender und Geschäftsführer der Deutschen Landesgruppe des Comité juridique international de l'aviation war, wurde beschlossen, die Geschäftsführung der Deutschen Landesgruppe des Comité von Königsberg nach Berlin zu verlegen und der Rechtskommission der WGL zu übertragen. Zum Vorsitzenden der Deutschen Landesgruppe des Comité wurde Justizrat Dr. Niemeyer in Essen gewählt, der bereits vor dem Kriege als Vizepräsident dem Pariser Präsidialcomité angehört hat. Die Mitglieder der Rechtskommission traten nahezu alle der Deutschen Landesgruppe des Comité bei, so daß jetzt der engste personelle und sachliche Zusammenhang zwischen der Deutschen Landesgruppe des Comité und der Rechtskommission der WGL besteht.

Für die auf dem nächsten Kongreß des Comité juridique international de l'aviation 1930 in Budapest zur Beratung gestellten Gegenstände

a) der Luftverkehr über See,

b) das Wasserflugzeug,

c) Verbrechen und Vergehen an Bord von Luftfahrzeugen

wurden von Dr. Döring, Reg.-Rat Dr. Schleicher und Justizrat Niemeyer Berichte ausgearbeitet. Die Berichte wurden in einer Sitzung durchberaten und alsdann an das Comité directeur in Paris weitergeleitet.

Die schnelle Fortentwicklung der Luftfahrt wird der Rechtskommission der WGL auch weiterhin voraussichtlich ein reiches Betätigungsfeld gewährleisten. Auf diesem Gebiete Ersprießliches zu leisten, wird ihr eifrigstes Bestreben sein.

Vorsitzender: Wünscht jemand das Wort? — Es geschieht nicht. Dann darf ich Ihnen, Herr Oberregierungsrat, besten Dank für Ihre Ausführungen und die große Mühewaltung aussprechen, die Sie gehabt haben.

8. Prüfung von Erfindungen.

Generalsekretär Krupp: Zu den undankbarsten Aufgaben der WGL gehört die Prüfung von Erfindungen und Verbesserungsvorschlägen auf dem Gebiet der Luftfahrt.

So wurden im Laufe des letzten Jahres eine große Anzahl derartigen Materials bearbeitet, welche jedoch alle direkt von der Geschäftsstelle aus erledigt werden konnten. Unter dem eingereichten Material befand sich keine Erfindung, die grundsätzlich Neues brachte.

Bericht über den Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen.

Professor Everling: Dieser Ausschuß ist kein Unterausschuß der WGL, sondern eine Vereinigung von wissenschaftlichen Fachvereinen, die je 4 Mitglieder als ordentliche Mitglieder hinein entsenden und außerdem noch durch Zuwahl eine Anzahl außerordentlicher Mitglieder beteiligen. Die WGL war in diesem Ausschuß, der kurz AEF genannt wird, vertreten durch die Herren Professor Betz, Madelung, Weber und mich vertreten. Außerdem sind noch eine Anzahl führender Mitglieder der WGL, z. B. Herr Prof. Prandtl und Herr Prof. Reißner, auf Grund der Entsendung durch andere Fachvereine im Ausschuß vertreten.

Seit unserer letzten ordentlichen Mitgliederversammlung hat der AEF dreimal getagt, im Oktober 1928, im April und Oktober 1929. Solche Tagungen zerfallen gewöhnlich in drei vorbereitende Teilsitzungen und eine Hauptsitzung, nehmen also zwei volle Tage in Anspruch. Die nächste Zusammenkunft ist für April 1930 in Aussicht genommen.

Von den Arbeiten, von denen die für die Luftfahrt wichtigsten laufend in der ZFM veröffentlicht werden, interessierte außer anderen im vorigen Bericht genannten am meisten ein Satz über »Drehung, Schraubung, Winkel, rechts- und linkswendiges Koordinatensystem«, also über die Grundlage der Bezeichnung von Formeln, eine Sache, die ja auch in spezieller Anwendung auf die Koordinaten der Luftfahrzeuge vom Fachnormenausschuß für Luftfahrt behandelt worden ist, dann die »Einheit der Frequenz«, die erweiterte Liste der mathematischen Zeichen, die allerdings noch keine wirkliche Einheitlichkeit schafft, so daß z. B. unsere Fachzeitschrift gezwungen ist, selbst noch innerhalb dieser Normen eine spezielle Auswahl zu treffen, wie es eigentlich gemacht werden soll. Diese Liste zeigt aber trotzdem in dem Streben nach Vereinheitlichung Fortschritte gegenüber früheren Jahren. Weiter ist zu nennen der Satz 9, »Maße und Gewicht« und die Festlegungen über »Dichte und Wichte«. Neuerdings hat man auch versucht, das etwas strittige französische Metertonnen-Sekundensystem in Deutschland einzuführen. Das ist jedoch zunächst nur in Form eines Entwurfs geschehen, der auch veröffentlicht worden ist. Im allgemeinen werden die Arbeiten des AEF dadurch erschwert, daß dort die Führung die Physiker und Elektrotechniker mit dem sog. absoluten System haben, während die Ingenieure und Maschinenbauer sich weniger interessiert dort beteiligen und mit ihrem technischen Maßsystem, das auf dem Gewicht und nicht auf dem Maß als Einheit aufgebaut ist, etwas in den Hintergrund geraten. Die Frage ist um so schwieriger, weil ja mit der Änderung einer physikalischen Bezeichnungsart immer nur Änderungen der Fachliteratur bzw. auch gewisser Vorschriften der Prüfungsanstalten verbunden sind, während die Änderung einer technischen Bezeichnungsart die kostspielige Umänderung einer Fabrikorganisation, von Vordrucken und ganzen Apparaten hängt. Ich erinnere nur an das Beispiel mit der Kilowattstunde, die z. B. Änderungen namentlich auf dem Gebiete des privaten Haushalts notwendig gemacht hat. Gerade dieses Beispiel zeigt, daß man in bezug auf die Vereinheitlichung nicht zu ängstlich sein darf. Das Publikum gewöhnt sich an Dinge, die ihm zwangweise vorgesetzt werden, ohne weiteres. Also wir sollten nicht so schüchtern sein, die Vereinheitlichungen durchzuführen, die von solchen Ausschüssen in mühsamer und sehr gründlicher Arbeit vorgeschlagen werden. Es kommt nachher für den täglichen Gebrauch nicht darauf an, was das Richtigere und Logischere ist, sondern darauf, daß es zu einer Einheitlichkeit kommt, weil dadurch viele Mißstände aus der Welt geschafft und die ganze Fachliteratur geklärt und vereinfacht wird. (Beifall.)

Vorsitzender: Vielleicht können Sie noch über das technische Wörterbuch berichten?

Technisches Wörterbuch.

Prof. Everling: Das ist ein sehr trübes Kapitel, vor allem für mich, wenn ich einmal in meiner Eigenschaft als Referent im Verkehrsministerium sprechen darf; denn die Behörden haben große Geldopfer gebracht, um dieses technische Wörterbuch, nach dem seit Jahren ein immer steigender Bedarf ist, zustande zu bringen. Die Opfer habe alle nur ausgereicht, das Manuskript herzustellen. Als das Manuskript fertig war, stellte sich heraus, daß der Verlag, der vorher das Wörterbuch betrieben hatte, eingegangen war, sich von der Sache zurückgezogen hatte, daß ein neuer Verlag die Sache übernommen hatte, der nun nicht die Geldmittel hatte, dieses Wörterbuch zu drucken. Darauf hat die WGL, die sich für die Sache in gewissem Sinne moralisch verantwortlich fühlt, ihren Ausschuß zusammenberufen, der nun gemeinsam mit Herren des Verlags — es ist der VDI-Verlag — und dem Herausgeber des Wörterbuchs, Herrn Ing. Schlomann, die verschiedenen Möglichkeiten erörtert. Dabei wurde unter anderem von dem Mitglied des Wörterbuchausschusses Herrn v. Cornides, der in der Sache selbst nur durch seine langjährigen Erfahrungen auf diesem Gebiete beteiligt war, in sehr entgegenkommender Weise ein Vorschlag gemacht, für das Wörterbuch ein Verfahren anzuwenden, das sich nach seinen Erfahrungen als besonders praktisch erwiesen hatte, nämlich die Zerlegung des Wörterbuches in einzelne Teile, die dann drucktechnisch viel billiger und einfacher und nacheinander herausgebracht werden können. Diese Zerlegung wurde ausführlich mit dem Verlag erörtert, wobei anerkannt wurde, daß die Sache gut und brauchbar wäre. Aber der bisherige Herausgeber, Herr Ing. Schlomann,

hielt ganz starr an seinem bisherigen Verfahren fest, indem er immer wieder uns in Aussicht stellte, daß dafür Geldmittel vorhanden wären. So läuft die Sache bereits seit zwei Jahren. Das Manuskript liegt fertig vor. Die Drucklegung kann aber noch nicht erfolgen. Ich muß also diesen Bericht mit einem Fragezeichen abschließen. Hoffentlich gelingt es, das Wörterbuch in der bisherigen klassischen Form herauszubringen dadurch, daß von anderer Seite Geldmittel zur Verfügung gestellt werden. Wenn das nicht gelingen sollte, müßte ich die WGL bitten, den Wörterbuchausschuß zu ermächtigen, daß er alle Register zieht, und ich würde dann versuchen, in jeder Weise auf den Deutschen Verband einzuwirken usw., daß das Wörterbuch in einer anderen Form herauskommt, in der die Herausgabe wirtschaftlich schon heute möglich ist, vor allem, nachdem sich gezeigt hat, daß die andere Form nicht schlechter ist. Wir müssen in dieser Beziehung jetzt einmal kräftiger einwirken. Denn es ist nach diesem Wörterbuch ein ungeheurer Bedarf und das, was von anderer Seite herausgegeben wurde, z. B. jetzt von den Amerikanern, ist nur ein Stückwerk, das keineswegs den Anforderungen entspricht, die heutzutage die Fachliteratur an ein solches mehrsprachiges Wörterbuch stellen muß.

Vorsitzender: Wünscht jemand das Wort? — Es ist nicht der Fall. Dann danke ich bestens für die Ausführungen.

ZFM, Luftfahrt-Forschung, WGL-Jahrbuch.

Generalsekretär Krupp: Anläßlich der Ila 1928 haben wir im Jahrgang 1928 der ZFM das Heft 19/20 und Heft 24 als »Ila-Sonderheft« herausgegeben und anläßlich des 70. Geburtstages von Herrn Prof. Berson im Jahrgang 1929 das Heft 14/15 als »Berson-Sonderheft«.

Die Herausgabe der Luftfahrt-Forschung geht jetzt schneller vor sich. Es sind bereits 5 Bände erschienen.

Das WGL-Jahrbuch 1928, das den Bericht über die Danziger Tagung und die Vorträge enthält, ist noch im Jahre 1928 in derselben Ausstattung wie das Jahrbuch 1927 erschienen.

Bericht über die Zentralbibliothek der deutschen Luftfahrt.

Die Zentralbibliothek der deutschen Luftfahrt blickte am 1. Oktober 1929 auf ein zweijähriges Bestehen zurück, in welchem sie eine immer regere Tätigkeit entwickelte.

Die ältere Literatur wurde durch die Angliederung der Bibliothek des Reichsverbandes der Deutschen Luftfahrt-Industrie wesentlich vervollständigt, während die neuere Literatur durch den Erwerb der wichtigsten Neuerscheinungen auf dem Laufenden gehalten wurde, so daß die Bibliothek einen fast vollständigen Überblick auf die alte und neue Literatur gewährt.

Neben dieser Buchliteratur sind ca. 70 ausländische und etwa 50 deutsche Zeitschriften in der Bibliothek enthalten, die im Austausch mit der ZFM laufend geliefert werden und zur Einsicht in der Bibliothek ausliegen.

Durch die Drucklegung des Kataloges, der Mitte vorigen Jahres erschienen ist, wurde der Verleih der Bücher wesentlich vereinfacht, so daß eine Steigerung von ungefähr 50% zu verzeichnen ist. Hierbei sei besonders hervorgehoben, daß das Verleihen der Bücher nach auswärts einen beträchtlichen Umfang angenommen hat, woraus zu ersehen ist, daß die Bibliothek nicht nur den in Berlin wohnenden, sondern auch den auswärtigen Interessenten zugute kommt.

Die Besucherzahl, die im vergangenen Jahre gegenüber dem Vorjahre fast um das Doppelte gestiegen ist, setzt sich zum großen Teil aus Studenten und Doktoranden zusammen, die in der Bibliothek eine so vollständige Zusammenstellung der Fachliteratur finden, wie sie in keiner anderen Bibliothek vorhanden ist.

Verschiedenes.

Vorsitzender: Anläßlich der Ost-West-Überquerung mit dem Flugzeug durch die Herren Fitzmaurice, v. Hünefeld und Köhl fand nach der Rückkehr nach Deutschland ein Herrenessen im Kaisersaal des Zoo statt, das auch von der WGL mit veranstaltet wurde.

Ebenso fand, wie in den Vorjahren, auch im vergangenen Winter der Gesellschaftsabend der WGL statt. Die hierzu reichlich beschickte Tombola bestand wiederum aus Stiftungen von Mitgliedern und Gönnern der WGL, denen an dieser Stelle nochmals herzlich gedankt werden soll.

An dem vorjährigen sowie an dem diesjährigen »Fest der Technik« ist die WGL ebenfalls beteiligt. Die Leitung des Festausschusses liegt in diesem Jahre in meinen Händen.

Vom 1. Oktober 1928 erhalten unsere Mitglieder statt des »Luftweg« die »Luftschau« regelmäßig kostenlos zugesandt.

Am 3. Februar ds. Js. feierte Herr Prof. Dr. Junkers seinen 70. Geburtstag. Der Vorstand war als Vertreter der WGL zu der von der Stadt Dessau veranstalteten Feier anwesend.

Am 6. August ds. Js. feierte Herr Prof. Berson seinen 70. Geburtstag. Die ihm nahestehenden Vereine, darunter auch die WGL, veranstalteten im Flugverbandhause einen Empfang mit anschließendem Frühstück.

Herr Prof. Dr. Junkers sowohl wie Herr Prof. Berson erhielten eine Geburtstagsadresse vom Vorstand überreicht.

Desgleichen hat die WGL zur 25. Wiederkehr desjenigen Tages, an dem die Gebrüder Wright zum ersten Male mit einem motorgetriebenen Flugzeug zu Kitty Hawk N. C., USA, geflogen sind, der Royal Aeronautical Society in London eine Ehrenurkunde für Orville Wright übermittelt.

Der deutsche Sieger im Europa-Rundflug, Herr Morzik, erhielt eine Ehrenurkunde sowie der Sieger im 10. Rhön-Segelflug-Wettbewerb, Herr Otto Hirth.

Anläßlich des Weltrekordfluges in Dessau wurden folgende Telegramme gewechselt:

Professor Junkers, Dessau.

Zum neuen Weltrekord Ihres Flugzeuges (Zelle und Antrieb) sprechen wir Ihnen und den Fliegern aufrichtigste Glückwünsche und Bewunderung aus. Wir freuen uns, daß durch Ihre Leistungen der Weltrekord wieder nach Deutschland zurückgekommen ist.

Wissenschaftliche Gesellschaft
für Luftfahrt.

Darauf erfolgte die Antwort:

Flugwissen Berlin.

Für die freundlichen Glückwünsche zum Dauerrekord danke ich Ihnen herzlich im Namen der braven Piloten.

Hugo Junkers.

Meine Herren! Es hat sich nachträglich herausgestellt, daß nicht Orville Wright der erste gewesen ist, der sich mit einem motorgetriebenen Flugzeug von der Erde erhoben hat, sondern Otto Lilienthal. Das haben wir einwandfrei feststellen lassen, so daß Lilienthal der erste segelfliegende und der erste motorfliegende Mensch gewesen ist. Es muß etwas geschehen, nachdem die Stadt Berlin auf diesem Gebiete vorangegangen ist. Die Stadt Berlin hat, wie Sie wissen, das historische Gelände für M. 136000, wenn ich nicht irre, gekauft. Das Gelände ist also gesichert. Nun hatten wir seinerzeit gehofft, daß wir durch eine Lotterie oder eine öffentliche Sammlung zu den Mitteln kommen könnten, um das Denkmal zu schaffen. Die Lotterie und die öffentliche Sammlung sind uns verboten worden. Auch die M. 300000, die uns seinerzeit von Vertretern des RVM in Aussicht gestellt worden waren, schieden in dem Augenblick aus, wo der Minister ausschied. Auch damit ist nicht mehr zu rechnen. Wir tragen schließlich die moralische Verantwortung für das Denkmal. Eigentlich ist es ein Skandal, daß der Mann noch kein Denkmal hat. Es braucht ja nicht gleich ein Ehrenmal, das ein paar Millionen kostet, zu sein. Es kann zunächst eine anständige Büste aufgestellt werden. Die Stadt Berlin will das Gelände durch einen Park erschließen. Ich hoffe, daß wir durch diese Anregung endlich einige tausend Mark bekommen werden, um dem großen Manne eine würdige Büste zu setzen.

Anläßlich der Beendigung der Weltfahrt des »Graf Zeppelin« sandte die WGL folgendes Telegramm:

Kapitän Lehmann Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen.

Zu der glänzend gelungenen Fahrt rund um die Welt in zwölf Tagen sendet die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt in aufrichtiger Bewunderung und in großer Freude über diese zielbewußte deutsche Tat die herzlichsten Glückwünsche. Schütte. Krupp.

Darauf erhielten wir folgende Antwort:

Flugwissen Berlin.

Herzlichen Dank für freundlichen Glückwunsch. Luftschiffbau.

An der Tagung des Deutschen Luftfahrt-Verbandes konnten wir in diesem Jahre leider nicht teilnehmen. Wir sandten folgendes Telegramm ab:

Minister Dominicus Deutscher Luftfahrt-Verband, Essen.

Dem DLV sendet beste Wünsche, guten Verlauf und Erfolg der Tagung. Schütte.

Hat noch jemand etwas vor die Mitgliederversammlung zu bringen? — Es geschieht nicht. Dann schließe ich die geschäftliche Sitzung der ordentlichen Mitglieder-Versammlung und danke Ihnen für Ihre rege Anteilnahme und Ihre Mitwirkung.

VI. Ansprachen während der Tagung in Berlin.

A. Begrüßung des Vorstandsrates auf dem Flughafen Tempelhof.

Stadtbaurat Dr. Adler: Meine Herren! Als Vorsitzender des Aufsichtsrates der Berliner Flughafen-Gesellschaft und gleichzeitig als Vertreter des Magistrats ist es mir eine besondere Freude, den Vorstandsrat der WGL auf unserem Flughafen begrüßen zu können. Es freut mich dies um so mehr, als es wohl das erstemal ist, daß Ihr Vorstandsrat auf dem Gelände eines Flughafens seine Sitzungen abhält. Ich sehe auch darin in gewissem Sinne ein günstiges Omen für die Zukunft vor allem deshalb, weil wir nun vielleicht doch die Hoffnung haben können, daß die WGL in Zukunft auch dem Gebiete der Bodenorganisation ein größeres Interesse entgegenbringen wird, als dies vielleicht bisher der Fall war.

Zu dem Gebiet der Bodenorganisation gehört ja nicht nur das Gebiet des Funkdienstes, der Sicherung der Flugstrecken, sondern vor allem auch das umfangreiche Gebiet des zweckmäßigen Ausbaues und des Betriebes von Flughäfen, das bisher im allgemeinen mehr empirisch behandelt wurde und das m. E. nach auch in Zukunft gründlich wissenschaftlich durchforscht und bearbeitet werden müßte. Unter anderem ist es für uns als verantwortliche Leiter von Flughäfen nicht gleichgültig, wie z. B. die Sporne der Flugzeuge ausgebildet werden, die ja bekanntlich die Grasnarbe mit zunehmendem Gewicht der Flugzeuge immer mehr zerstören und dadurch außerordentlich hohe Unkosten verursachen. Gerade auf diesem Gebiet der zweckmäßigsten Spornkonstruktion sind wir in Deutschland im Gegensatz zu anderen Ländern — vor allem zu Amerika — zurückgeblieben; wenn auch neuerdings vielleicht Ansätze zur Besserung zu verzeichnen sind. Wir wären Ihnen also besonders dankbar, wenn Sie sich im Rahmen ihrer wissenschaftlichen Arbeiten auch mit dem Gebiet der Bodenorganisation näher befassen und uns mit Rat und Tat zur Seite stehen würden.

Wie Sie wissen, hat die Stadt Berlin nicht nur den Flugplatz Tempelhof erworben und im Rahmen der Flughafen-Gesellschaft gemeinsam mit Reich und Preußen ausgebaut, sondern sie hat im Laufe des letzten Jahres auch den Flughafen Staaken sowie den alten historischen Flugplatz Johannisthal käuflich übernommen. Sie steht außerdem in Verhandlung mit dem Reichsverkehrsministerium bezüglich Schaffung eines eigenen Flughafens in Britz für die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt. Ferner ist beabsichtigt, den Müggelsee als Ausgangspunkt für den zukünftigen Wasserluftverkehr zu verwenden.

Überall ist die Stadt Berlin bemüht, den Anforderungen der Luftfahrt in jeder Beziehung gerecht zu werden.

Möge auch Ihre Tagung, die heute mit Ihrer Vorstandssitzung auf unserem Flughafen ihren Anfang genommen hat, wie immer einen neuen Markstein in der Entwicklung der Luftfahrt bedeuten und in jeder Beziehung von vollem Erfolge begleitet sein.

Justizrat Dr. Hahn: Meine sehr verehrten Herren! Der Boden, auf dem wir uns heute befinden, ist historischer Boden. Hier ist das Tempelhofer Feld, auf dem unsere Garde-Regimenter ihre Übungen und Paraden abgehalten haben, auf dem mancher der Anwesenden hin- und her marschiert ist und zu dem unsere Jugend, wenn diese glanzvollen Paraden stattfanden, hinströmte. Wenn durch die Staatsumwälzung 1918 und den Versailler Frieden unsere Militärmacht zerschlagen ist, so ist es doch mit besonderer Freude zu begrüßen, was aus dem Tempelhofer Feld geworden ist. Der Berliner Flughafen ist aus einer ähnlichen Energie, wie seinerzeit das preußische Heer geschaffen. Berlin kann stolz darauf sein, daß mit weitem Blick und Erkenntnis der Bedeutung des Flugwesens dieser Platz für Luftfahrtzwecke reserviert worden ist. Es ist auch kein Wunder gegenüber anderen Städten, denn wo ein »Adler« an der Spitze des Flugwesens steht, muß eben etwas anderes geschaffen werden als in anderen Gemeinden.

Auch in der heutigen Sitzung des Vorstandsrates hat sich gezeigt, von welcher Bedeutung die enge Verbindung zwischen Wissenschaft und Praxis ist, indem ein neues Gebiet zu wissenschaftlicher und praktischer Forschung angegliedert ist: Die Erforschung der Wirkung der Luftfahrt auf den menschlichen Körper. Nachdem in München Rechts- und Staatswissenschaften dem Arbeitsgebiete angegliedert sind, ist nun auch die Medizin in die Reihe der mitarbeitenden Wissenschaften getreten.

Mit dem Wunsche, daß der weite Blick auch ferner in Groß-Berlin, das sich auch in Staaken und am Müggelsee Platz für die weitere Entwicklung des Flugwesens gesichert hat, erhalten bleiben möge, verbinde ich den Dank an die Berliner Flughafen-Gesellschaft, ihren Aufsichtsratsvorsitzenden, Stadtbaurat Dr. Adler, und die Stadt Berlin.

B. Begrüßungsabend im Rathaus Berlin.

Bürgermeister Scholtz: Meine Damen und Herren!

Gestatten Sie mir, Ihnen einen herzlichen Willkommensgruß namens der Stadt Berlin zu entbieten. Ihr heutiger Besuch im Rathause bildet den Auftakt zu einer wichtigen Versammlung, der 18. Jahrestagung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. Wir hoffen, daß Sie hier im Rathause einige Stunden angenehmer Unterhaltung verleben mögen. Es ist notwendig, in dem heutigen Drang und schnellen Tempo des Lebens sich auch einmal von allen Geschäften und Gedanken des Alltags frei zu machen, um mit Gleichgesinnten Gedanken auszutauschen, alte Bekanntschaften zu erneuern, neue zu schließen. Ganz besonders lassen Sie mich den Dank an die Damen aussprechen, die sich hier eingefunden haben, um uns den Abend zu verschönen. Ich habe aber die Freude, noch einen ganz besonderen Gruß aussprechen zu dürfen. Neben mir sitzt Herr Professor Junkers, das jüngste Ehrenmitglied der Gesellschaft. Ihm für diese Ehrung, die ihm heute zuteil geworden ist, den Glückwunsch der Stadt Berlin aussprechen und das jüngste Ehrenmitglied herzlich willkommen heißen zu dürfen, ist mir eine besondere Ehre!

Ihre morgen beginnende Tagung enthält eine Fülle wichtigster Fragen. Eine große Anzahl von Vorträgen über Luftschiffbau, über den Radiodienst, über spezielle Fragen des Baues der Luftschiffe und Flugzeuge werden hoffentlich allen Interessenten neue Anregung und der großen Luftschiffahrt weiteren Erfolg bringen. Daß Ihre Tagung so reichhaltiges wissenschaftliches Material zu verarbeiten hat, ist wahrlich kein Wunder. Die Luftschiffahrt steht nun einmal im Vordergrund des Interesses. Wir haben im letzten Jahre eine ganze Anzahl Gäste aus Ihren Kreisen begrüßen dürfen. Lassen Sie mich nur erinnern an die Rückkehr der deutschen Piloten, die den Ozean überquerten, und ganz besonders an den historischen Weltflug des »Grafen Zeppelin«. Ich möchte es nicht unterlassen, bei dieser Gelegenheit be-

onders zu betonen, daß Berlin bedauert, daß es den Besuch des Luftschiffes Graf Zeppelin nicht hat empfangen können. Es wäre uns eine besondere Freude gewesen, Herrn Dr. Eckener mit seinen Offizieren und seiner ruhmreichen Mannschaft hier in Berlin und im Rathause begrüßen zu können. Wir hoffen mit Ihnen, daß Ihre diesjährige Tagung ein Markstein in der Entwicklung der Luftfahrt sein möge. Berlin hat aber auch andere Gründe, weshalb es den Ergebnissen Ihrer Tagung voll Hoffnung und Spannung entgegensieht. Wir sind nicht nur Mitglied Ihrer Gesellschaft, sondern auch sehr stark Interessent. Sie wissen ja, daß wir in den letzten Jahren sehr erhebliche Aufwendungen für den Flughafen Tempelhof gemacht haben, daß wir große Opfer für den Zentralluftschiffhafen in Staaken gebracht haben, von dem wir erhoffen, daß er ein Mittelpunkt in Europa sein möge. Sie wissen auch, daß wir die Flugplätze in Johannistal und Britz einrichteten und dem Segelflug großes Interesse entgegenbrachten. Berlin ist gespannt auf den angekündigten Besuch des Dornier-Flugzeuges, welches vom Müggelsee aus seine Fahrten unternehmen will. Wenn wir am heutigen Abend so voll Hoffnungen der Luftschiffahrt in der Zukunft sprechen, wollen wir aber nicht unterlassen, an die Vergangenheit zu denken. Lassen Sie mich erinnern, daß draußen in Lichterfelde die Gedenkstätte Lilienthals, des Begründers des Flugwesens, ihrer Errichtung und Einweihung harrt. Mögen Ihre Beratungen für die Wissenschaft neue Anregungen und wertvolle Ergebnisse zeitigen. Möge Wissenschaft und Technik weiter dadurch gefördert werden. Diejenigen Kräfte, die die Ergebnisse von Wissenschaft und Technik ausproben werden, deutsche junge Piloten, werden gewiß nicht fehlen.

Die Vertreter Berlins bitte ich, ihr Glas zu erheben und mit mir zu rufen: Unsere Gäste von der Wissenschaftlichen Gesellschaft der Luftfahrt

hoch, hoch, hoch!

Geheimrat Schütte: Sehr geehrter Herr Bürgermeister, meine sehr verehrten Damen und Herren! Gestatten Sie mir als dem Vorsitzenden der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, Ihnen, hochverehrter Herr Bürgermeister, und den Vertretern der Stadt Berlin meinen aufrichtigen Dank für die Empfänge zum Ausdruck zu bringen, die dem Vorstandsrat heute vormittag auf dem Flughafen Tempelhof bei der Berliner Flughafen-Gesellschaft und der Gesellschaft in ihrer Gesamtheit jetzt in den historischen Räumen des Berliner Rathauses zuteil geworden sind.

Von den 18 Hauptversammlungen, die unsere Gesellschaft abgehalten hat, haben eine ganze Reihe in Berlin stattgefunden. Nur in den letzten Jahren haben wir auswärts getagt, um den Gedanken der Luftfahrt auch unsererseits in das Reich und die besetzten Gebiete zu tragen. Aber noch niemals haben wir die hohe Ehre genossen, von der Stadt Berlin an so bevorzugtem Orte und in so außerordentlich liebenswürdiger Weise empfangen zu sein. Ich darf aus diesem Umstand schließen, daß sich die Anerkennung für die Bestrebungen unserer Gesellschaft mehr und mehr Bahn gebrochen und daß aus diesem Grunde die Stadt Berlin uns eines solchen Empfanges für würdig befunden hat.

Außerdem aber glaube ich behaupten zu sollen, daß zwischen den Luftfahrtfragenkomplexen der Stadt Berlin und uns eine ganze Reihe von Zusammenhängen besteht sowohl auf theoretischem als auch auf praktischem Gebiet, müssen doch Theorie und Praxis unter allen Umständen Hand in Hand gehen. Sie sind mehr die Praktiker, wir mehr die Theoretiker. Ich brauche hierbei nur an die Schaffung des Flughafens Tempelhof, an den Zentralluftschiffhafen in Staaken und an die Flugplätze Johannistal und Britz zu erinnern, die sowohl Sie, hochverehrter Herr Bürgermeister, soeben, als auch Herr Stadtbaurat Dr. Adler heute vormittag erwähnten.

Mich persönlich verbindet zudem noch ein sehr nettes Ereignis mit Ihrer Stadt. Es war im Sommer 1912, als das erste Schütte-Lanz-Luftschiff, der »S. L. I«, in der Halle zu Johannistal lag. Mein leider inzwischen verstorbener Sozius, Herr Dr. Lanz, und ich entschlossen uns, an einem Sonntag Morgen, mit einigen Körben voll langstieliger Rosen an Bord, über Berlin zu fahren und diese mehrere Tausend Rosen, die ein Schleifchen hatten, auf dem gedruckt stand: »Gruß aus dem Luftschiff Schütte-Lanz«, über Berlin zu streuen. Es war ein herrlicher Sonntagmorgen, und wir hatten einen vollen Erfolg. Der witzige und schlagfertige Berliner nannte uns seit der Zeit die »Rosenkavaliere« (Heiterkeit!).

Die Zukunft Deutschlands ist dunkel; dunkel und wenig erfreulich auch manches in der Gegenwart. Aber wie wir Luftfahrer und Luftfahrzeugbauer stets Optimisten gewesen sind, denn ohne einen solchen Optimismus, der verbunden war mit kühnem Wagemut, wäre niemals erreicht worden, was tatsächlich erreicht ist, so glauben wir trotz allem an die Zukunft Deutschlands und der Stadt Berlin; — hoffen und immer wieder hoffen und nicht verzagen. — In diesem Sinne bitte ich die Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, ihre Gläser zu erheben und auf das Wohlergehen und eine glückliche Zukunft der Stadt Berlin anzustoßen. Die Stadt Berlin, sie lebe hoch, hoch, hoch!

C. Festessen im Hotel »Der Kaiserhof«, Berlin.

Ministerialdirigent Dr.-Ing. E. h. Brandenburg überbringt die Grüße der Reichsregierung, spricht von den Erfolgen und von den Schwierigkeiten der Luftschiffahrt und Fliegerei und toastet darauf, daß es der deutschen Luftfahrt gelingen möchte, diese Schwierigkeiten zu überwinden.

Kapitän a. D. Boykow: Meine sehr verehrten Damen! Ich bitte vielmals um Verzeihung, daß ich nicht zu Ihnen, sondern von Ihnen spreche. Sie sind diesmal ausnahmsweise nicht Subjekt, sondern Objekt der Gesetzgebung.

Meine Herren! Wir haben heute nachmittag einen sehr schönen Vortrag über die Navigierung von Luftfahrzeugen gehört, und es wurde uns die Schwierigkeit dieses Problems deutlich vor Augen geführt. Wenn es aber schon schwierig ist, ein Luftfahrzeug zu navigieren, so ist die Navigierung der Frau schier unmöglich, es ist ein Versuch am »untauglichen Objekt« (Heiterkeit). An diesem Problem scheitert die Wissenschaft und scheitert auch die Praxis (Heiterkeit).

Ihr, die Ihr seit Jahren und Jahrzehnten in den Rosenketten der Ehe schm—unzelt (Heiterkeit), Hand aufs Herz, Ihr braucht's ja nicht laut zu sagen, ist es nicht so? — Hm? — Genau so? — nicht wahr? Ja, meine Herren, das ist ja eine Binsenwahrheit, aber es muß doch immer wieder gesagt werden. Ich soll also über die Frau sprechen — das Weib, ja, das Weib ist in der deutschen Sprache sächlichen Geschlechts, also eine Sache oder vielleicht sagen wir besser, Sachwert, dieser Ausdruck liegt uns noch von der Inflation angenehm in den Ohren. Wir sagen auch im Deutschen, wenn wir etwas ganz besonders Gutes und Feines bezeichnen wollen, dann sagen wir »Sache«.

Wenn also die deutsche Sprache das Weib zur Sache stempelt, so bringt sie der Frau aber anderseits das schönste Kompliment dar, das man ihr machen kann. Dasjenige, ohne das wir nicht leben können, nach dem wir uns alle sehnen, wenn es nicht da ist, ist in der deutschen Sprache eine Frau: die Sonne! — Die Sonne ist in der deutschen Sprache im Gegensatz zu den meisten anderen Sprachen weiblichen Geschlechts. — Frau Sonne! — (Beifall.)

Aber damit gehen wir nicht um die Tatsache herum, daß das Weib eine Sache ist, ergo muß die Frau auch von dem Standpunkt der neuen Sachlichkeit aus betrachtet werden, und da müssen wir vor allen Dingen zuerst mit einer ganzen Reihe von veralteten Vorurteilen aufräumen. Schopenhauers langhaariges und kurzbeiniges Geschlecht, wohin ist das entschwunden? Lange Haare? — haben die Frauen schon lange nicht mehr, und was die kurzen Beine anbetrifft, ja, meine Herren, das Stückchen der Beine, das uns die Weiblichkeit heute zeigt, das ist ja wahrlich nicht kurz, das ist lang genug. Und dann das schwache Geschlecht, meine Herren, das Weib ist nicht schwach. Ich

hatte einmal Gelegenheit, eine kommunistische Verkehrspolizistin in Petersburg zu sehen, mit Gummiknüppel und rotem Kopftuch, meine Herren, das war ein Anblick, dem hielten auch kriegserprobte Helden nicht stand. Also, von wegen schwaches Geschlecht! Und dann, meine Herren, die Frau kann nicht schwach sein, denn sie hat eine fürchterliche Waffe — das ist ihre Zunge! (Heiterkeit.) — Das ist kein Messer mehr, das ist eine Kreissäge, denn sie schneidet rundherum. (Große Heiterkeit.)

Ich habe vor zwei Jahren das Vergnügen gehabt, Ihnen eine kleine lehrreiche Geschichte aus dem Koran zu erzählen, die gewisse Geschichte von dem Fenstersprung, damals sagte ich, das passiere nur so im Orient, aber heuer im Sommer fand ich in einem Tiroler Bauernhaus einen Wandteller, auf den war gemalt: Der Herr bin i, dös wär g'lacht, was meine Frau will, dös wird g'macht. (Heiterkeit.)

Ja, selbst der liebe Gott, der doch in seiner besten Laune die Frau geschaffen hat, nachdem er sich an der Schöpfung der übrigen Welt genug geübt hatte, sagt nicht: »Er ist dein Herr« (stürmische Heiterkeit), sondern »Er soll dein Herr sein« (stürmische Heiterkeit). Also technisch-wissenschaftlich ausgedrückt nur ein Sollwert! (Stürmische Heiterkeit.) Und bekanntlich stimmt der Sollwert mit dem Effektivwert nicht immer überein. (Heiterkeit.)

Die Frau ist eben die Krone der Schöpfung und als Krone kann sie beseligen wie nichts anderes. Aber Kronen können auch drücken, wie nichts anderes. Sie alle kennen die unsterblichen Worte Mirza Schaffys vom »Höchsten Glück der Erde«. Dem steht aber noch ein anderer Vers gegenüber, der so lautet:

»Das größte Unglück der Welt
ist der Mangel an Geld,
ist ein siecher Leib,
ist ein zänkisches Weib.«

Die Frau regiert eben die Höhen und die Tiefen. Sie ist uns der Superlativ im Glück und auch der Superlativ im Unglück. Aber, meine Herren, die Frauen wissen ja ganz genau, wenn wir auch manchmal meckern, so ist das nur schimpfende Liebe (Heiterkeit), denn darin sind wir ja alle einig, so wie sie sind, so sind sie uns ja gerade recht. Also, meine Herren, erheben Sie sich von den Plätzen, ergreifen Sie Ihre Gläser und stimmen Sie ein in den Ruf:

Die Frauen! Die Frauen! So wie sie sind, so sollen sie bleiben und leben hoch!!! (Stürmischer Beifall.)

VORTRÄGE DER XVIII. ORDENTLICHEN MITGLIEDER-VERSAMMLUNG

I. Das Flugschiff Do. X.

Vorgetragen von Cl. Dornier.

Es ist für meine Mitarbeiter und mich eine besondere Befriedigung, daß ich, einer Aufforderung der WGL folgend, in diesem Kreise den ersten öffentlichen Bericht erstatten kann über den Bau und die Erprobung des Flugschiffes Do. X.

Den Anstoß zum Bau des ersten Flugschiffes gaben Erwägungen wirtschaftlicher Natur.

Zunächst war der Gedanke maßgebend, daß der rentable Transport von Personen im allgemeinen nur möglich sein wird, wenn eine größere Anzahl Menschen gleichzeitig befördert werden kann, analog allen übrigen Verkehrsmitteln. Um die nötige Frequenz, welche heute fehlt, zu erreichen, muß dem Publikum mehr Sicherheit, mehr Platz und mehr Komfort geboten werden als bisher. Das führt zwangsläufig zu einer Vergrößerung der Dimensionen.

Dann hielt man es für überaus wichtig, ganz allgemein die Nutzlast wesentlich zu erhöhen.

In einem Vortrage, den ich im Frühjahr 1928 vor der Royal Aeronautical Society in London hielt, habe ich darauf hingewiesen, daß der bedeutende Fortschritt, welcher mit der Erbauung des Flugschiffes angestrebt und, heute können wir es sagen, erreicht wurde, hauptsächlich darauf beruht, daß mit einem Schlage die zahlende Last von Flugzeugen ganz außerordentlich gesteigert wird.

Der Entschluß, den Bau des Flugschiffes Do. X aufzunehmen, wurde des weiteren wesentlich beeinflußt durch Überlegungen industrieller Art. Das Studium der Entwicklung des Flugzeugbaues ließ immer mehr erkennen, daß die Erfahrungen im Bau kleinerer Flugzeuge, auch im Metallbau, Allgemeingut werden bzw. geworden sind, so daß Vorsprünge, die lange Zeit zugunsten der deutschen Flugzeugindustrie bestanden haben, von Jahr zu Jahr mehr entschwinden. Angesichts dieser Tatsache und insbesondere unter dem Eindruck der Entwicklung der amerikanischen Flugzeugindustrie, die binnen kurzem auf dem Weltmarkt sich sehr fühlbar machen wird, bin ich zu der Überzeugung gekommen, daß es für uns notwendig sei, jenes Gebiet des Flugzeugbaues besonders zu pflegen, auf welchem wir von jeher führend waren, nämlich den Bau ganz großer Flugzeug-Einheiten.

Auf diesem Spezialgebiet wird es noch langer Jahre bedürfen, ehe das Ausland unseren heutigen Stand erreicht haben wird, und hoffentlich werden wir inzwischen Gelegenheit finden, das heute Erreichte morgen weit zu übertreffen.

I. Der Entwurf.

Der leitende Gedanke bei den Entwurfsarbeiten war von Anbeginn der, daß zur Erreichung des gestellten Zieles nur technisch Eprobtes herangezogen werden dürfe. Jedes »Experimentieren« wurde von vornherein ausgeschaltet. Es ist kein Zweifel, daß durch diese Maßnahme der schöpferischen Gestaltung in gewissem Maße Fesseln auferlegt wurden. Die Tatsache aber, daß von dem Moment des Beginnes der Erprobung des Flugschiffes bis zum vollständigen Einfliegen desselben insgesamt nur wenige 100 Arbeitsstunden für Änderungen an der Zelle aufgewendet wurden, beweist im Verein mit den erzielten Flugleistungen, daß das eingeschlagene Verfahren richtig war.

Die Vorarbeiten zum Bau des ersten Flugschiffes gehen zurück auf das Jahr 1924.

Am Anfang war das »Boot«.

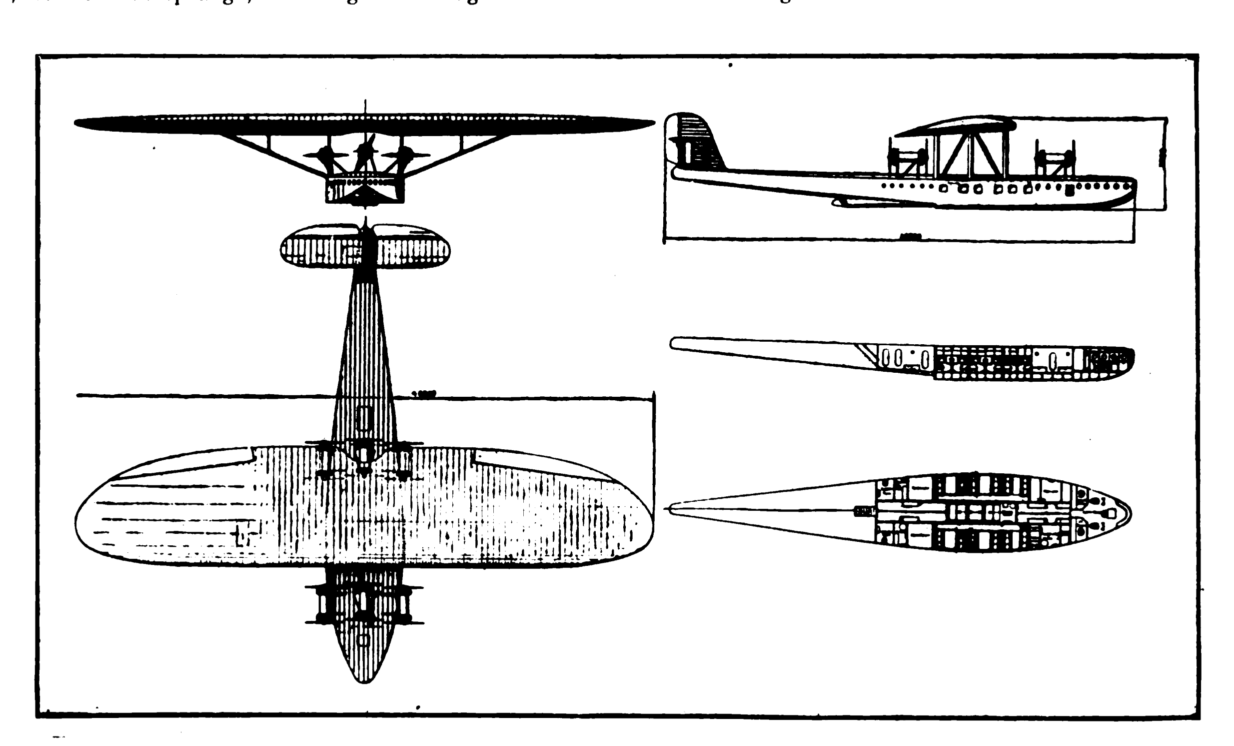


Abb. 1. Projektzeichnung P 1190.

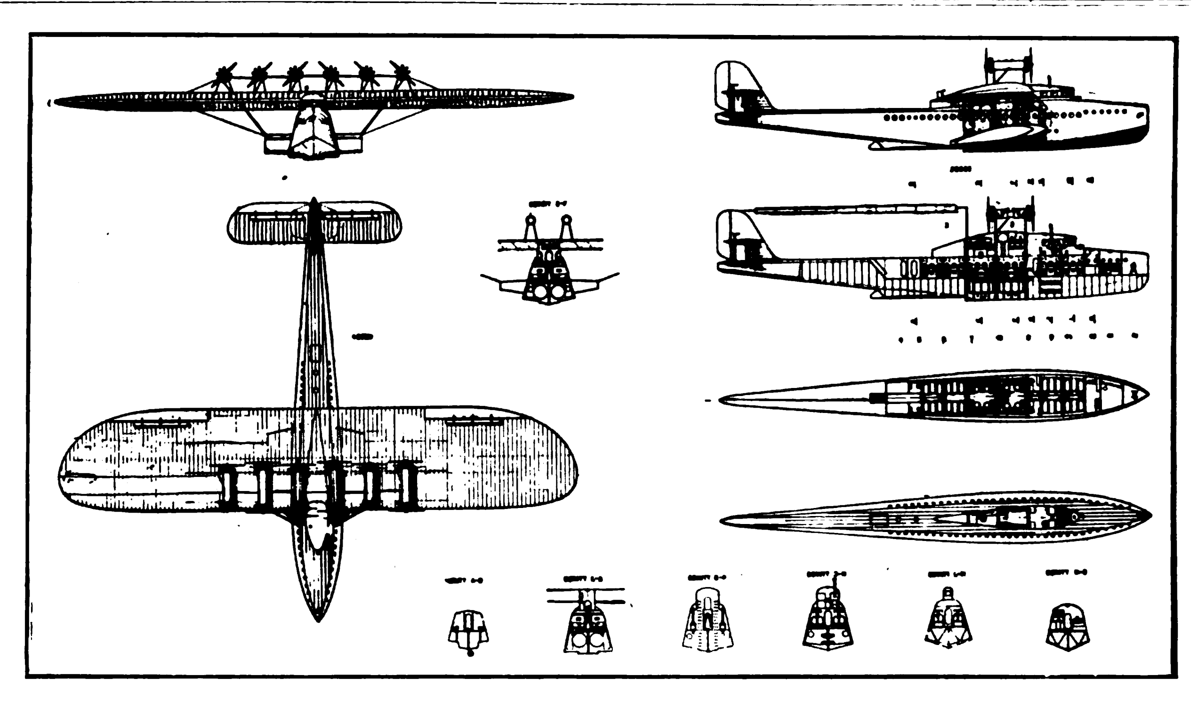


Abb. 2. Projektzeichnung vom 21. Juni 1926 P 51 223.

Daß das Flugschiff ein Boot sein müsse, stand vom ersten Moment an fest. Nicht so einfach war die Frage:

»Ein- oder Mehrdecker«.

Aber auch hier erfolgte verhältnismäßig bald die Entscheidung für den Eindecker.

Die erste Projektzeichnung P 1106 trägt das Datum vom 27. September 1924. Wie Sie aus der Abb. 1 (P 1190) ersehen können, war zunächst an ein sogenanntes eigenstabiles Boot gedacht, das infolge seiner großen Bootsbreite keiner weiteren Stützung bedarf. Es würde hier zu weit führen, die mannigfachen Varianten zu besprechen, welche durchgearbeitet wurden, ehe man zu dem auf Abb. 2 wiedergegebenen Projekt (P 51 223) vom 21. Juni 1926 gelangte. Erwähnen möchte ich, daß man bei den Entwurfsarbeiten besonders viel von Attrappen Gebrauch machte. Sowohl das zunächst vorgesehene 6 m breite Boot als insbesondere der später zur Ausführung gelangte Bootskörper wurde in natürlicher Größe mit komplettem Leitwerk aus Holz aufgebaut.

Das Lichtbild Nr. 3 (P 51 335) zeigt die definitive Form des Projektes. Am 22. Dezember 1926 wurde in den Konstruktionsbüros mit den Arbeiten begonnen. Im Verlaufe dieser Arbeiten ergaben sich mit Ausnahme einer Veränderung der Ausbildung der Stummel, auf welche ich später zu sprechen kommen werde, nunmehr geringfügige Abweichungen von dem Projekt Nr. 51 335.

Sowohl der Entwurf, wie die Ausführungsarbeiten sind lange Zeit geheim gehalten worden.

Während der allererste Entwurf aus dem Jahre 1924 7 Motoren von zusammen 4200 PS vorsieht, ist man später auf 12 Motoren von zunächst insgesamt etwa 5800 PS gekommen. Infolge der nachträglich eingetretenen Leistungssteigerung der verwendeten Motoren sind heute 6300 PS vorhanden.

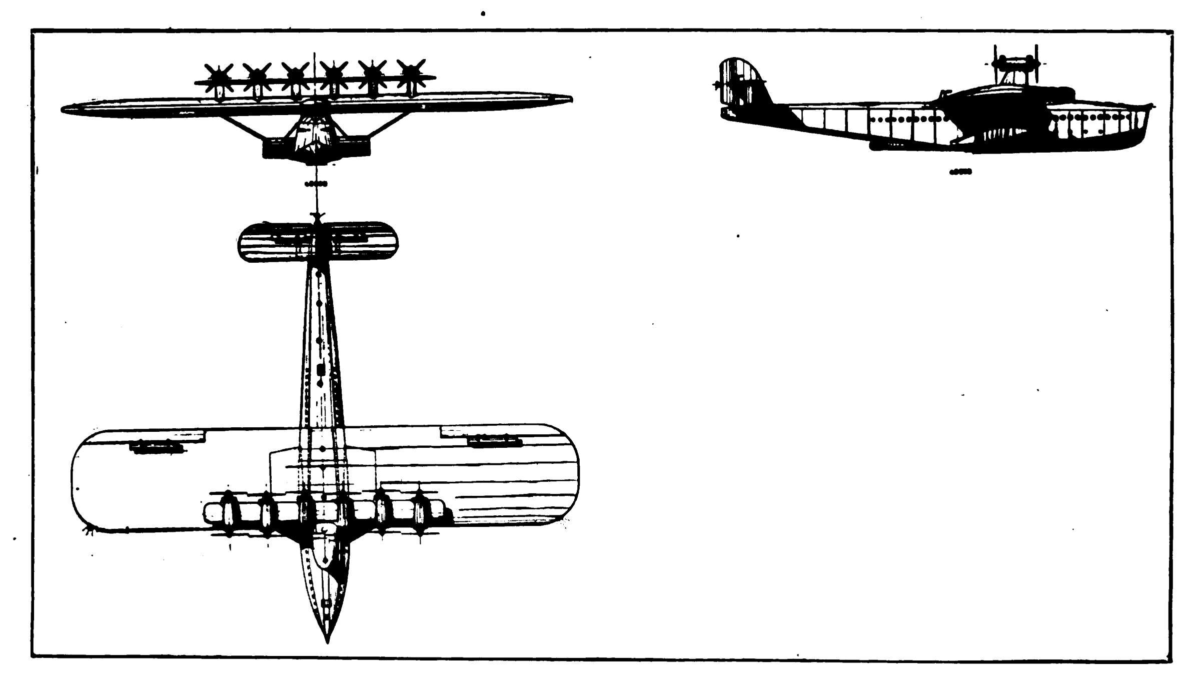


Abb. 3. Endgültiges Projekt P 51 333.

Die endgültige Festlegung auf 12 Motoren ist in der Hauptsache darauf zurückzuführen, daß Einheiten von 800 PS bis 1000 PS, wie sie erforderlich gewesen wären, nicht als so betriebssicher anzusehen sind wie Motoren von etwa 500 PS. Eine der schwierigsten Entscheidungen, welche zu treffen war, war die Wahl und die Anordnung der Motoren; die Frage wassergekühlt oder luftgekühlt, freier Einbau der Motoren oder Unterbringung der Motoren im Flügel oder Boot, beschäftigte uns über 2 Jahre. Wenn die Entscheidung zuletzt für die heutige Anordnung fiel, so sagt das lediglich, daß mir diese Lösung damals und übrigens auch heute noch unter den gegebenen Verhältnissen als der beste »Kompromiß« erschien.

Den Ausschlag für die Wahl des luftgekühlten Motors für das erste Flugschiff gab die mit diesen Motoren im Vergleich mit wassergekühlten Motoren zu erzielende Gewichtseinsparung von über 3000 kg.

Diese Einsparung an Gewicht ist so bedeutend, daß sie durch den etwas geringeren Betriebsmittelverbrauch wassergekühlter Motoren bei den praktisch in Frage kommenden Betriebszeiten nicht auszugleichen ist.

Die Tandem-Anordnung der Motoren ergab sich zwangsläufig aus der Anzahl derselben.

Sie ist uns mit allen ihren Vor- und Nachteilen seit mehr als einem Jahrzehnt geläufig. Sobald man gezwungen ist, eine größere Anzahl von Motoren zu verwenden, ist sie heute bei weitem die einfachste, leichteste und sicherste Art des Einbaues der Motoren und findet deshalb auch überall mehr und mehr Eingang. Man kann beinahe sagen: Die Tandam-Anordung reduziert, indem sie den »Doppelmotor« schafft, die Zahl der verwendeten Einheiten auf die Hälfte. Ein Tandem-Aggregat von 2 Motoren mit je 9 Zylindern ist beispielsweise kaum komplizierter als ein einzelner Motor von 18 Zylindern. Es ist aber wesentlich betriebssicherer. Erstens ist der kleinere Motor absolut genommen sicherer als der große Motor, dann aber ist bei auftretenden Störungen an Motor, Getriebe oder Propellern beim »Doppelmotor« nur mit dem Ausfall der halben Leistung zu rechnen. Der Widerstand einer mit Doppelmotoren ausgerüsteten Gondel einschließlich ihrer Abstützung ist nicht größer als derjenige einer Gondel für einen großen Motor. Die Schraubendurchmesser werden beim »Doppelmotor«, gleiche Wirkungsgrade zugrunde gelegt, stets wesentlich kleiner als bei Verwendung eines großen Motors, hiemit bei gleichen Drehzahlen auch die Umfangsgeschwindigkeiten.

Die Unterlagen für die aerodynamischen Berechnungen wurden durch Versuche in Göttingen und im Windkanal des Luftschiffbau Zeppelin geschaffen. Es braucht wohl kaum hervorgehoben werden, daß man entsprechend der Größe des Objektes bei diesen Untersuchungen besonders methodisch vorging und weder Zeit noch Geld sparte.

Da die oberhalb des Hauptflügels angeordnete kleine Tragfläche allgemein besonderes Aufsehen erregte, führe ich Ihnen im Lichtbild Nr. 4 die Polare des Flugschiffes vor. Die leicht angezogene Kurve A gibt die Polare des Flugschiffes unter Fortfall des Oberflügels und der Motorgondeln und deren Träger. Sie würde also dem Idealfalle entsprechen, daß die Antriebsanlage vollkommen im Innern des Bootes oder des Flügels untergebracht wäre, ohne daß durch die Kühlung der Motoren und die Lagerung der Propeller zusätzliche Widerstände entständen. Die stark eingezeichnete Linie B ist die Polare des Flugschiffes im heutigen Zustande, und zwar im Gleitfluge. Die dritte punktiert gezeichnete Linie C zeigt den Verlauf der Polaren des heutigen Flugschiffes bei laufenden Propellern im Reiseflüge. Die strich-punktiert eingetragene Kurve D entspricht dem Modell mit Gondeln und Gondelträgern, aber ohne Hilfsfläche. Bezugsfläche ist die Fläche des Hauptflügels.

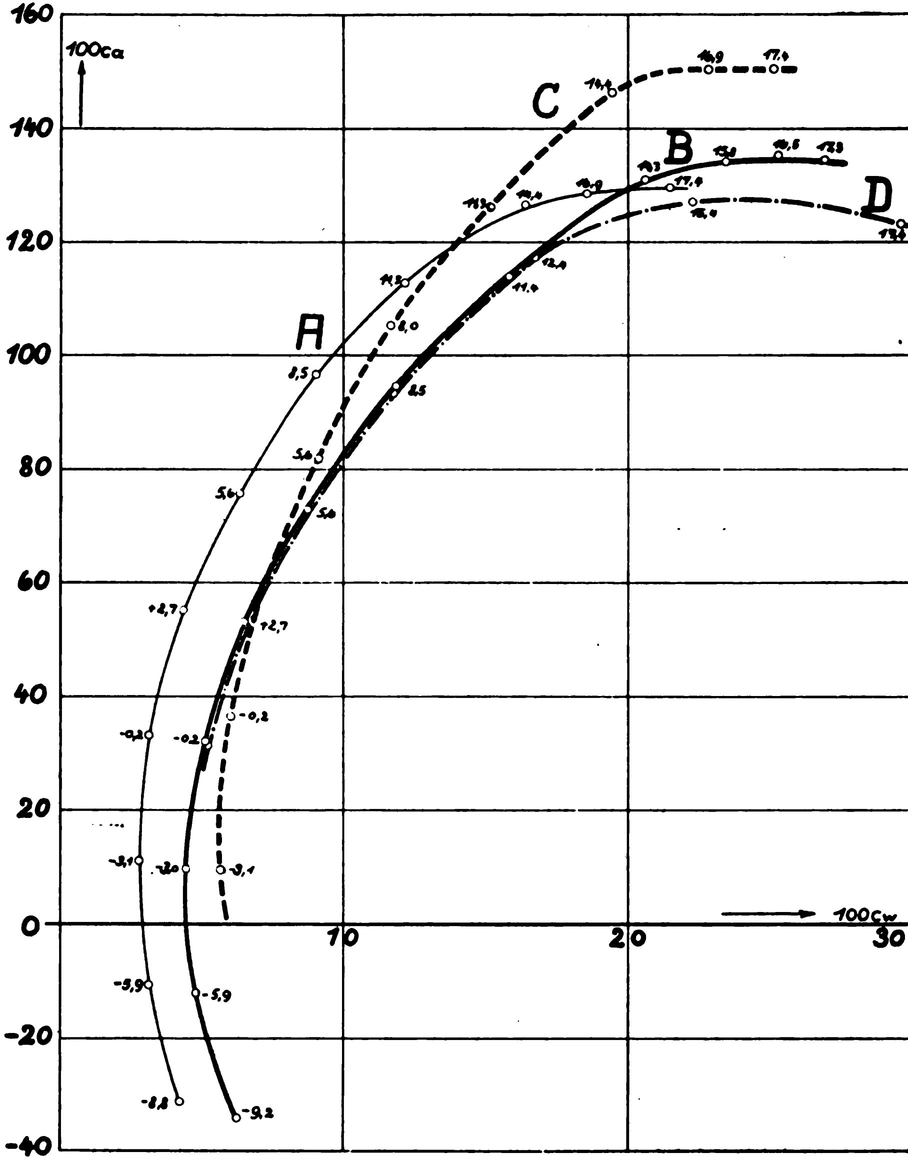


Abb. 4. Polare des Flugschiffes Do. X.

Man sieht, daß bei kleinen Anstellwinkeln die Hilfsfläche eine kleine Widerstandsverringerung mit sich bringt. Zu dieser geringfügigen Verkleinerung des Widerstandes gesellt sich bei größeren Anstellwinkeln eine nicht unerhebliche Antriebserhöhung. Der Idealfall der Polaren A ist natürlich praktisch niemals zu erreichen. Die im Flügel oder Boot liegenden Motoren müssen gekühlt werden. Dies kostet, falls man von der Verwendung der reinen Oberflächenkühlung, die nur bei Rennflugzeugen angewendet werden kann, absieht, Kraft und damit Geschwindigkeitsverluste. Ordnet man die Schrauben frei an, so erhält man, bei im Innern des Flugzeuges liegenden Motoren, schwere und

leicht zu Störungen führende Getriebe und außerdem durch die Lagerung derselben neue Widerstände.

Auf Grund früherer Erfahrungen konnte die Verantwortung für derartige Komplikationen nicht übernommen werden. Das gleiche gilt für den Antrieb einer Schraube durch zwei oder mehrere Motoren. Die in letzterem Falle sich ergebenden großen Schraubendurchmesser machen es außerdem beinahe unmöglich, die Propeller so anzuordnen, daß sie genügend gegen Spritzwasser geschützt sind. Bei dem Projekte zeigte es sich überhaupt, daß beträchtliche Schwierigkeiten auftreten, die erforderlichen Schraubenkreisflächen für so große Leistungen wie 6000 PS vernünftig unterzubringen.

Daß die Anordnung oberhalb des Flügels laufender Schrauben den Auftrieb wesentlich erhöht, ist heute ja allgemein bekannt.

Wir haben besonders eingehend auch die Möglichkeit der Verwendung von am Flügelende angeordneten Druckschrauben bei im Flügel liegenden Motoren untersucht, sind aber zu dem Ergebnis gekommen, daß die bei dieser Anordnung erforderlich werdenden langen Wellen in Verbindung mit der schwierigen Lagerung derselben bzw. des Propellers am Flügelende Mehrgewichte bedingen, welche den vom aerodynamischen Gesichtspunkte aus erzielbaren Gewinn bei weitem ausgleichen.

Zu Beginn meiner Ausführungen habe ich erwähnt, daß schon bei Anfang der Vorarbeiten kein Zweifel darüber bestand, daß das erste Flugschiff ein Boot, und zwar ein Boot mit zentralem Bootskörper sein müsse. Zunächst wurde angestrebt, die nötige Stabilität ohne Zuhilfenahme von zusätzlichen Verdrängungskörpern zu erreichen. Es zeigte sich aber, daß dies bei den in Frage kommenden Abmessungen noch nicht möglich ist, ohne bedeutende Nachteile in den Kauf nehmen zu müssen. Man kam deshalb zwangsläufig auf die seit mehr als 10 Jahren hundertfach erprobten Stummel zurück.

Die Unterwasserformen, soweit dieselben von Einfluß auf den Startvorgang sind, wurden gegenüber den früher gebauten Booten wenig geändert. Die mittlere Längsstufe ist beibehalten. Sie ist an ihrem hinteren Ende quer zur Flugrichtung horizontal und geht nach vorne in eine leichte V-Form über. Die seitlich der Längsstufe liegenden Teile des Bootsbodens sind leicht konkav ausgebildet. Das Vorschiff ist insbesondere in den Teilen, welche beim Start in ruhigem Wasser oberhalb der Wasserlinie liegen, scharf gekielt.

Die Stummel sind an der Stelle, wo sie die Bootsseitenwand durchdringen, quer zur Flugrichtung stark abgerundet. Diese neuartige Ausbildung der Stummel war im Projekt noch nicht vorgesehen. Sie hat statische und hydrodynamische Vorteile. Die Bauhöhe der Stummel an der Wurzel wird erheblich größer, was eine wesentlich steifere Ausbildung der tragenden Organe ermöglicht. Beim Start wird das Wasser durch die gewölbte Form nach außen beschleunigt, während es bei der alten Ausführung sich in der Ecke zwischen Stummelunterseite und Bootsseitenwand zusammenpreßte.

Auf der Abb. 5 ist rechts ein schematischer Querschnitt an der Hauptstufe der Do. X, links zum Vergleich ein entsprechender Schnitt durch das Dornier-Flugboot »Wal« dargestellt. Es verdient Beachtung, daß das Verhältnis der Breite B des Bootes über die Stummel gemessen zu der Breite b des eigentlichen Bootskörpers mit zunehmender Vergrößerung abnimmt. Während dieses Verhältnis bei dem kleinsten, bisher von uns gebauten Boote, der »Libelle«, die ein Abflugsgewicht von ca. 670 kg hat, ca. 2,92 ist, sinkt es bei dem Typ Wal auf 2,46 und bei dem Flugschiff Do. X auf 2,12. Ich rechne damit, daß schon bei Booten von ca. 100 t die Stummel nur noch rudimentären Charakter haben werden und bei noch größeren Abmessungen ganz in Wegfall kommen können. Die großen Flugschiffe der Zukunft werden keiner zusätzlichen, Stabilität erhöhenden, Verdrängungskörper mehr bedürfen.

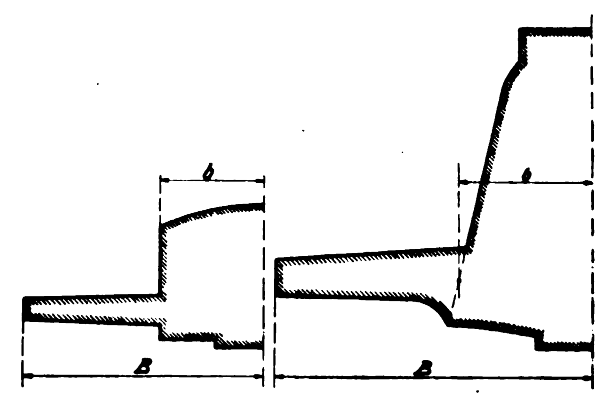


Abb. 5. Hauptspantquerschnitt der Do. X und des Flugbootes »Wal«.

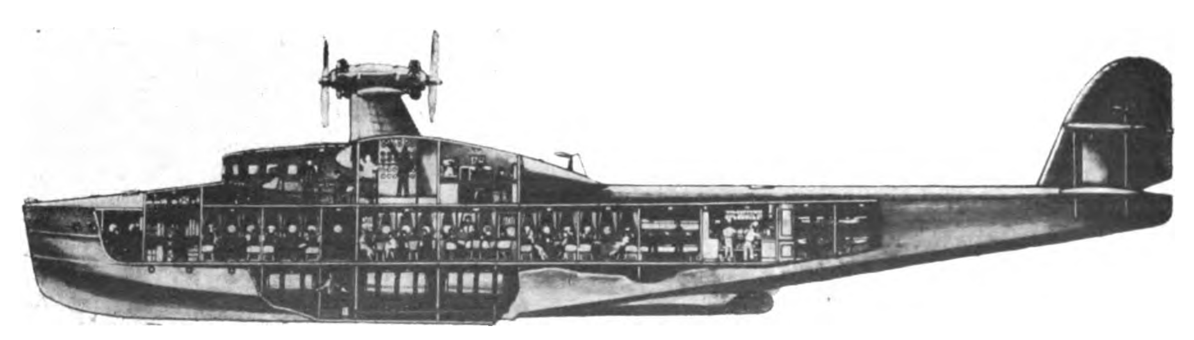
Ein wesentliches Merkmal des Entwurfes des Bootes des Flugschiffes Do. X ist die zum ersten Male bei Flugzeugen durchgeführte Aufteilung in drei unabhängige Decks, wie sie auf der schematischen Darstellung in Abb. 6 zu erkennen ist. Das oberste Deck, das sogenannte »Kommando-Deck«, enthält Führerraum, Kommandantenraum, Schaltraum und die Räume für F. T. und Hilfsmaschinen.

Das nächste Deck ist ausschließlich für Passagiere bestimmt, 23,5 m lang, ca. 2 m hoch und an der breitesten Stelle 3,5 m breit.

Das unterste Deck enthält die Betriebsmittel, Vorräte, Fracht und Gepäck.

Einen großen Raum im Rahmen der Untersuchungen, welche der Entwurf erforderte, haben Fragen statischer Natur eingenommen. Von einer vollkommen freitragenden Ausführung des Flügels wurde Abstand genommen, um eine möglichst leichte Fläche zu erhalten. Maßgebend für die Wahl des halbfreitragenden Flügels waren auch Gründe fabrikationstechnischer Natur.

Der Flügel ist als dreiholmiges, dreifach abgestütztes Tragwerk ausgebildet. Dieses, zum ersten Male bei der Do. X zur Anwendung gebrachte System ergibt infolge der eigenartigen Verbundwirkung ganz besondere Steifheit und Torsionsfestigkeit. Es bietet außerdem die Gewähr, daß Beschädigungen eines einzelnen Stieles oder Holmes die Tragfähigkeit des gesamten Systems nicht in gefahrdrohender Weise beeinflussen können.


Abb. 6. Schematischer Längsschnitt des Flugschiffes Do. X.

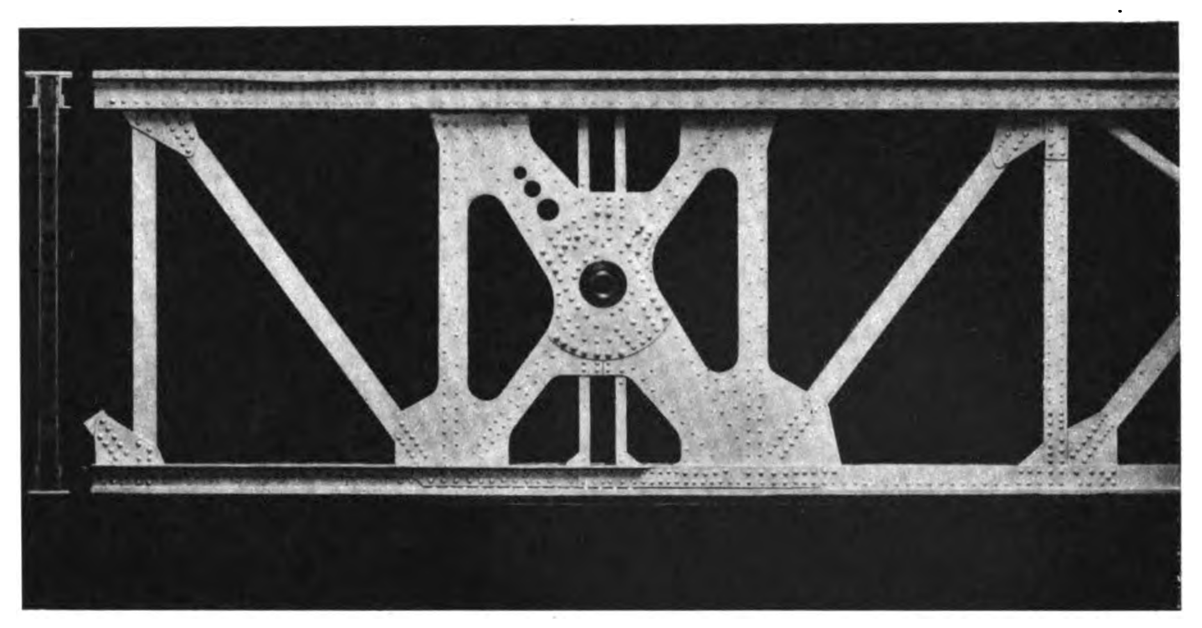


Abb. 7. Teilansicht und Querschnitt des Mittelholmes der Do. X.

II. Die konstruktive Durchbildung.

Im nachfolgenden sollen in möglichster Kürze einige der wichtigsten konstruktiven Merkmale erläutert werden.

Der Flügel:

Der Flügel hat rechteckigen Grundriß mit leicht abgerundeten Enden. Die Spannweite beträgt 48 m, die Tiefe des Flügels 9,5 m. Der Gesamtprojektionsflächen-Inhalt des Flügels einschließlich der Querruder und des Oberflügels ist 486,2 m². Das Gewicht des kompletten Flügels mit Querrudern, Oberflügel und der vollständigen Abstützung ist 7559 kg. Das Einheitsgewicht des Flügels beträgt demnach 15,5 kg/m². Der Flügel entspricht bei einem Gesamtgewicht des Flugschiffes von 52 t den zur Zeit bestehenden DVL-Vorschriften für Personentransport. Der Mittelholm liegt ungefähr an der Stelle der größten Profilhöhe. Vorder- und Hinterholm sind weit auseinandergerückt. Ihre Entfernung vom Mittelholm ist je 2,8 m. Der Abstand der einzelnen Querriegel beträgt bis zu 3,6 m.

Der Oberflügel ist nicht zur Entlastung des Haupttragsystems herangezogen. Er dient, statisch betrachtet, lediglich der Aussteifung der Motorträger.

Mit Ausnahme einiger aus Stahl hergestellter Beschläge ist das gesamte Flügelfachwerk aus Duralumin hergestellt. Man könnte nach dieser Tatsache auf eine Änderung meiner Ansichten über die Zweckmäßigkeit der Verwendung von Stahl im Flugzeugbau schließen.

Meine Einstellung in dieser Hinsicht hat sich nicht geändert. Es war lediglich unmöglich, Stahlprofile und Lamellen in den Dimensionen, welche erforderlich gewesen wären, rechtzeitig zu beschaffen. Ich verspreche mir für die Zukunft gerade bei den ganz großen Maschinen besonders viel von der Anwendung von Stahl, weil deren Bauteile Querschnitte erhalten, welche erst die volle Ausnutzung des Stahles zulassen.

Die Abb. 7 zeigt Querschnitt und Ansicht eines Teiles des Mittelholmes, und zwar an der Anschlußstelle des Stieles. Die Gurtungen der Holme sind aus gepreßten Duralumin-Winkeln und Lamellen gebildet, ähnlich wie bei den bekannten Konstruktionen des Brückenbaues. Entsprechend dem Momentenverlauf sind zusätzliche Lamellen aufgebracht. An Stellen geringerer Gurtkräfte sind die vertikalen Stege der Winkel ausgefräst zum Zwecke der Gewichtserleichterung. Die Ausführung der Vorder- und Hinterholme ist ähnlich derjenigen des Mittelholmes.

Bei der Besprechung der Holme möchte ich auf eine Erfahrung hinweisen, die sich ganz allgemein bei der Vergrößerung der Abmessungen ergibt, für die aber die Holme als Beispiel besonders gut herangezogen werden können. Es handelt sich um die Verringerung der für 1 kg fertiggestelltes Konstruktionsgewicht aufzuwendenden Arbeit bei wachsenden Dimensionen der Bauglieder. Maßgebend für den Arbeitsaufwand sind hauptsächlich die Anzahl der Knotenpunkte und die Anzahl der Nieten. Während bei den Holmen des Flugschiffes Do. X auf den laufenden Meter durchschnittlich 2,5 Knotenpunkte entfallen, sind die entsprechenden Zahlen bei dem Baumuster Dornier-Superwal 3,3 und bei dem Dornier-Wal 5,2. Ähnlich verhält es sich mit der Anzahl der für ein Kilogramm fertigen Holmgewichte zu schlagenden Nieten. Es sind dies bei dem Flugschiff Do. X 9,8 Nieten, beim Superwal 33 und beim Wal 44.

Die Ausbildung der Holme, die heute so einfach und selbstverständlich erscheint, hat uns viele Monate Zeit gekostet. Besonders deshalb, weil es unerläßlich war, einen Probeholm auszuführen und denselben belastet nach allen Richtungen zu untersuchen. Die Abb. 8 zeigt die Versuchseinrichtung, welche eigens zu diesem Zwecke durchgebildet und erbaut werden mußte. Da die auf einen halben Holm entfallende Bruchlast nahezu 42,5 t beträgt, waren erhebliche Fundationsarbeiten notwendig, um das Versuchsgerüste unverschiebbar zu machen. Die übliche Belastung des Holmes mit Sandsäcken oder mit Eisenballast war nicht angängig. Man entschloß sich deshalb, an den Knotenpunkten Behälter anzubringen, welche mit Wasser gefüllt wurden. Diese Methode der Belastung hat sich sehr bewährt. Besonders eingehend wurde das Verhalten des Holmes innerhalb des elastischen Bereiches untersucht. Mit Hilfe von Tensometern wurden die Spannungen in den einzelnen Baugliedern ermittelt. Lichtbild Nr. 9. Kontrollmessungen des Spannungsverlaufes in den Baugliedern des Mittelholmes wurden mit einem von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt entgegenkommenderweise zur Verfügung gestellten Mayhackinstrument unter deren Mitwirkung ausgeführt.

Die Abb. 10 zeigt die gemessenen und die berechneten Durchbiegungen des Mittelholmes bei verschiedenen Laststufen.

Die Querträger sind in der Hauptsache ebenfalls aus gepreßten Profilen hergestellt. An ihrer Anschlußstelle am Vorderholm war es teilweise notwendig, Rahmen einzubauen, um den Durchgang durch den Flügel zu erleichtern.

Die durch die Verschneidungen der im Abstand von 2,8 bis 3,6 m angeordneten Querträger mit den 3 Holmen entstehenden Felder sind durch biegungssteife, mit Stoff und Blech bespannte Platten, sogenannte »Flügelhautfelder«, abgedeckt. Der hinter dem Hinterholm liegende

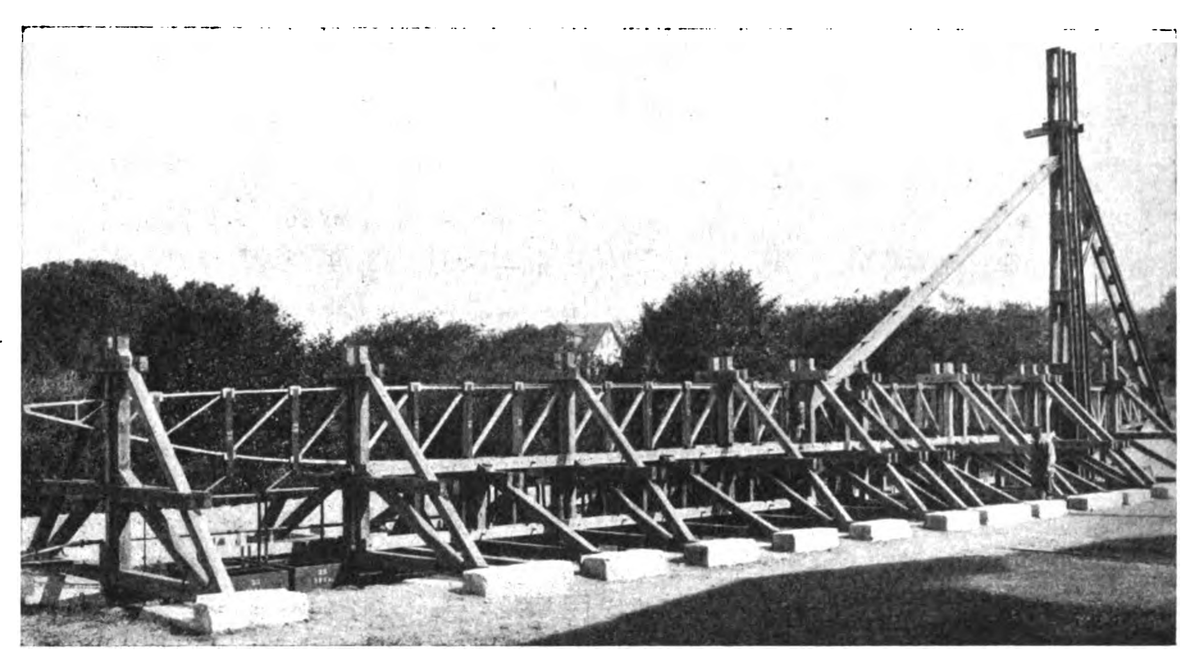


Abb. 8. Versuchs-Einrichtung zur Holmbelastung.

Teil des Flügels ist als selbständige Scheibe hergestellt. Die Flügelnase ist vollständig in Metall ausgeführt und zur Aussteifung des Vorderholmes gegen Ausknicken herangezogen. Die »Flügelhautfelder« sind auf den nächsten beiden Lichtbildern, Abb. 11 und 12, wiedergegeben. Dieselben sind, wie schon erwähnt, teilweise mit Blech, teilweise mit Stoff abgedeckt. Sie sind einfach und billig herzustellen und leicht zu montieren. Ihre Befestigung am Haupttragwerk erfolgt durch vollkommen im Innern des Flügels liegende Anschlüsse mit Bolzen. Trotzdem der Flügel kein dickes Profil aufweist, ist die Höhe der Holme infolge der Gesamtabmessungen des Flugschiffes schon so bedeutend, daß man auch im Fluge beinahe alle Teile des Flügels begehen kann.

Oberflügel und Motorträger:

Der Oberflügel dient zur gegenseitigen Versteifung der Motorträger und ist ganz in Metall ausgeführt. Er ist verhältnismäßig schwer ausgefallen, denn sein Eigengewicht beträgt 18 kg/m². Man hat hier in dem Bestreben, die Deformationen und etwaige Schwingungen auf ein Minimum herabzudrücken, zweifellos des Guten zuviel getan. In dem eingangs angebenenen Einheitsgewicht des Gesamtflügels von 15,5 kg/m² ist das Gewicht des Ober-

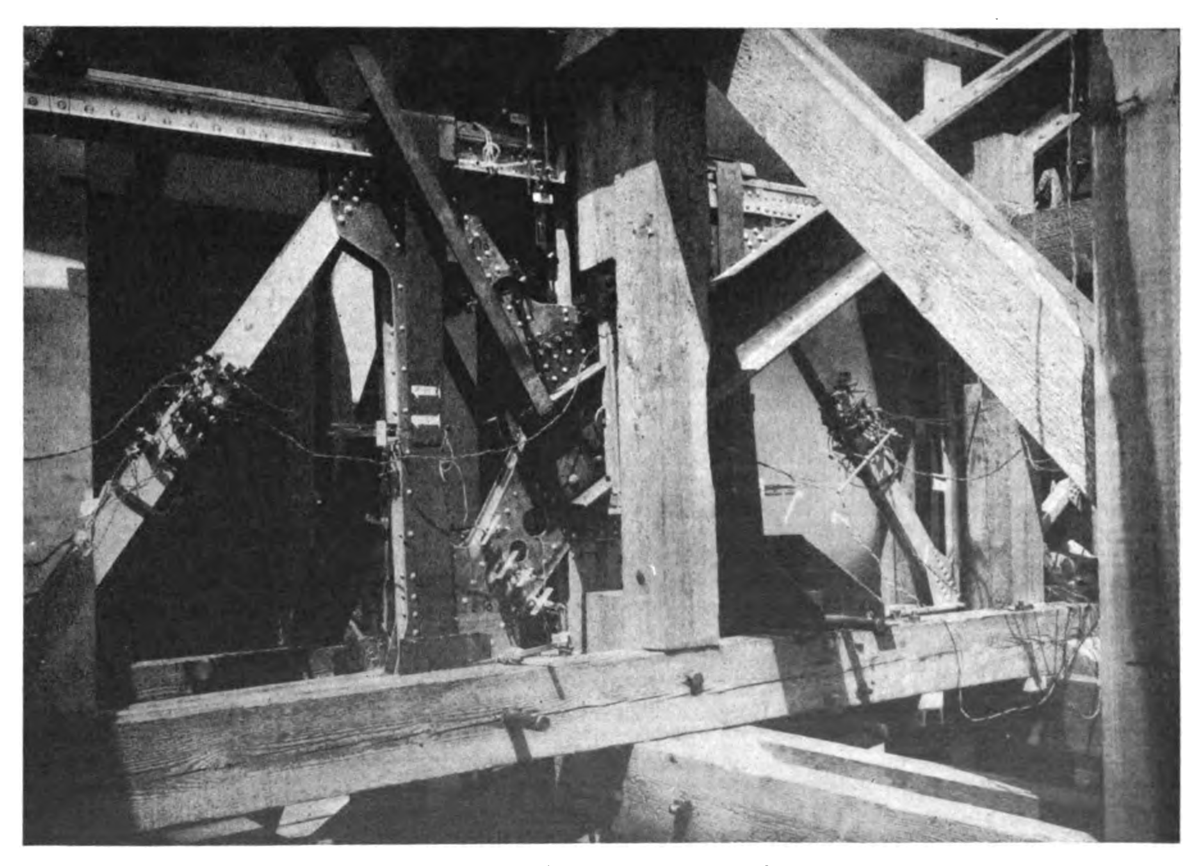


Abb. 9. Spannungs-Ermittlung während der Holmbelastung.

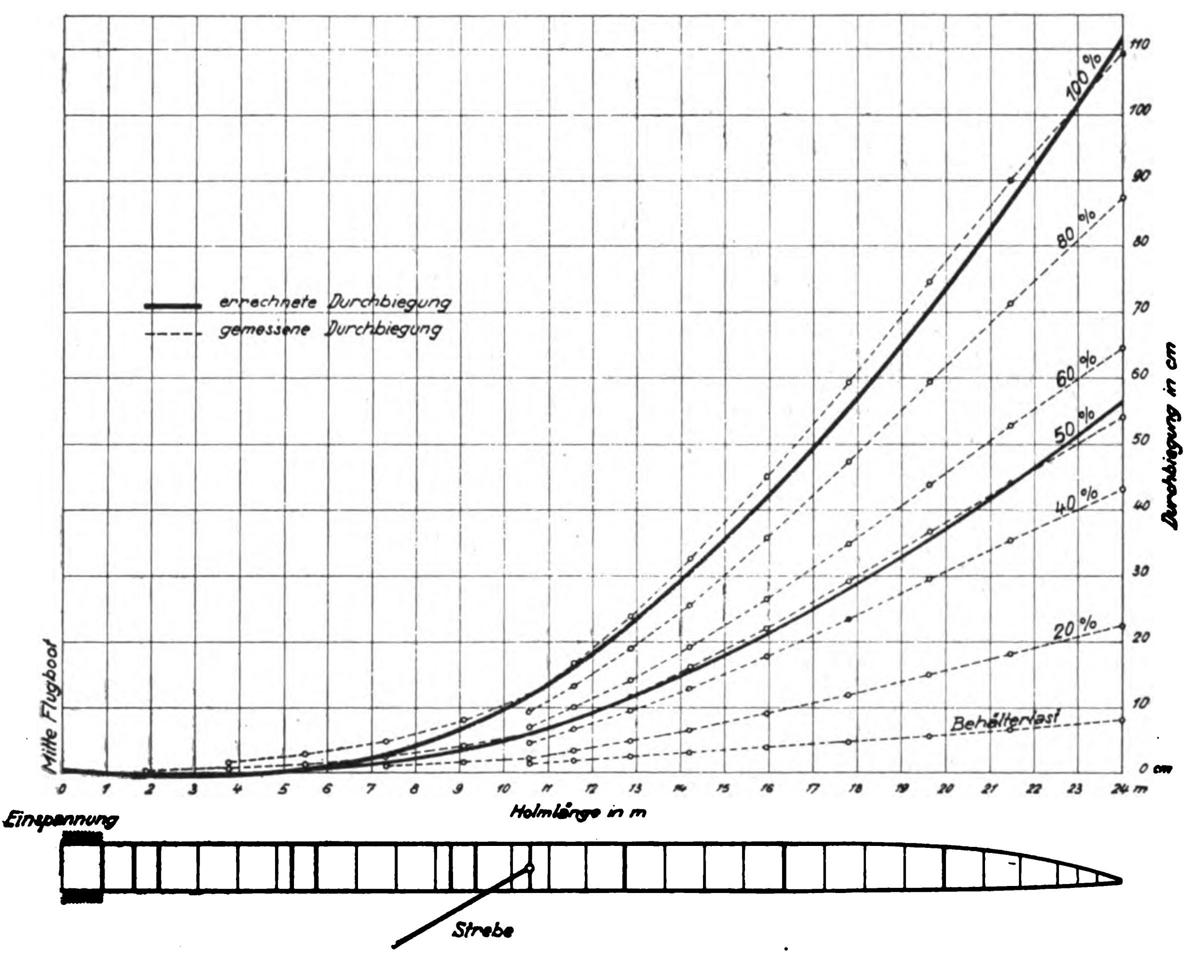


Abb. 10. Vergleich der gemessenen und berechneten Durchbiegungen des Mittelholmes.

flügels mitenthalten. Er beeinflußt also dieses Einheitsgewicht im ungünstigsten Sinne. Um unzulässige Zusatzbeanspruchungen des Hauptsystemes auszuschalten, sind die Enden des Oberflügels zwischen den beiden äußeren Gondeln verschieblich an dem mittleren Teile angeschlossen.

Die Motorträger sind in Fachwerks-Konstruktionen ausgebildet und stromlinienförmig verkleidet. Sie besitzen zwecks leichterer Zugänglichkeit auf beiden Seiten große Türen.

Das Boot:

Die Gesamtlänge des Bootes ist 40,05 m. Die Breite des Bootes über die Stummel gemessen 10,0 m. Die eigentliche Bootsbreite ist 3,5 m. Die größte Höhe beträgt 6,4 m. Der Tiefgang des Bootes ist leer 0,8 m, bei 50 t 1,05 m. Die metazentrische Höhe bei 50 t beträgt 4,58 m.

Das Boot hat einschließlich der Stummel ein Volumen von 400 m³. Das Volumen des Superwalbootes beträgt 100 m³. Das Flugboot Romar dürfte ca. 75 m³ Inhalt haben. Vergleicht man diese Zahlen miteinander, so erscheint es begreiflich, daß in Laienkreisen bezüglich des Flugschiffes Do. X die Anschauung aufkommen konnte, es wäre besser, die Flügel abzunehmen und das Boot als Bodensee-Dampfer zu benutzen.

Die Abb. 13 zeigt den Bootskörper von der Seite gesehen. Der Hauptspantquerschnitt ohne Stummel hat einen Inhalt von 17,2 m². Die Spantentfernung beträgt 0,7 m. Es sind insgesamt 58 Querspanten vorhanden. Eine wesentliche Neuerung ist ein 23,3 m langer, vom

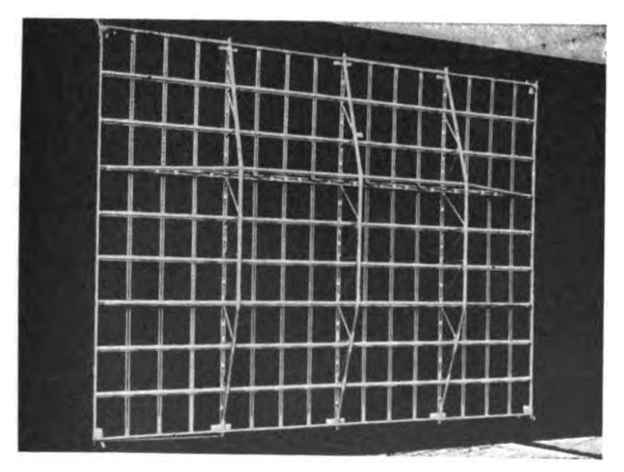


Abb. 11. Gerippe eines Flügelhautfeldes.

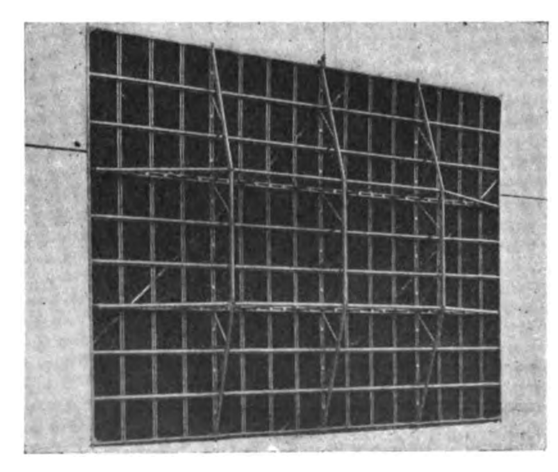


Abb. 12. Ansicht eines fertig bespannten Flügelhautfeldes.

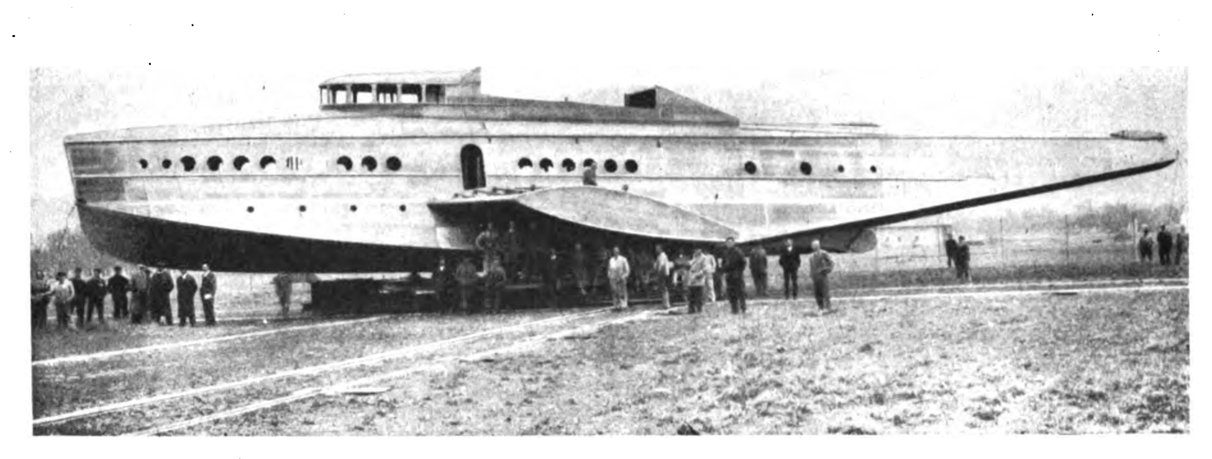


Abb. 13. Bootskörper von der Seite gesehen.

Bug bis zum Ende der Heckstufe gehender, an der höchsten Stelle 2,12 m hoher Kielträger (Abb. 14), der eine wesentliche Aussteifung des Bootes zur Folge hat. Rechts und links des Kielträgers sind in Abständen von 0,9 und 1,58 m je ein Kielschwein angeordnet. Es ist hierdurch im Verein mit den Querspanten eine außerordentlich wirksame Verbundwirkung erreicht. In dem Bereiche des Bootsbodens, der den Beanspruchungen des Seeganges direkt ausgesetzt ist, sind die ungewöhnlich starken Bodenbleche durch die sich kreuzende Quer- und Längsspanten in Felder von ca. 0,63 m² abgeteilt.

Die Abb. 15 zeigt das Boot schräg von vorn während des Baues. Auch bei den Querspanten war man bemüht, soweit als dies irgend mit Rücksicht auf die zur Verfügung stehenden Gewichte möglich war, gepreßte Profile zu verwenden. Die nächsten beiden Abbildungen (Abb. 16 und 17) geben einige Spanten wieder.

Einzelheiten über die Gewichte der Spanten, der Längsträger, der Bootshaut u. dgl., finden sich in dem eingangs erwähnten Vortrage.

In das Diagramm (Abb. 18) sind zum Vergleich die Gesamt- und Teilgewichte der Bootskörper verschiedener Dornier-Flugzeuge eingetragen als Funktion der entsprechenden Volumina. Die Tendenz der Kurven ist unverkennbar.

Es sei hier darauf hingewiesen, daß das für 1 m³ Bootsvolumen aufzuwendende Gewicht bei dem kleinen Flugboote »Libelle« 29,9 kg pro m³ beträgt, bei dem bekannten Hochseeflugboote »Wal« 26,2 kg pro m³, während es bei dem Flugschiff Do. X nur mehr 21,0 kg pro m³ beträgt. Dabei sind die Beanspruchungen des Materials, gleiche Belastungen vorausgesetzt, bei dem Flugschiffe Do. X wesentlich niedriger als bei den kleineren Booten. Besonders möchte ich darauf aufmerksam machen, daß das Flugschiff, soweit lokale Beanspruchungen in Frage kommen, sich in einer weit günstigeren Lage befindet als kleinere Flugboote, bei welchen infolge der geringen Wandstärken der verwendeten Bleche und Profile die Gefahr lokaler Verbeulungen und Stauchungen wesentlich höher ist.

Der Bootskörper sowohl als die Stummel sind weitgehend durch Schotten unterteilt. Das Boot besitzt neun wasserdichte Abteilungen, jeder Stummel ist vierfach abgeschottet. Das Reservedeplacement ist ungewöhnlich groß. Die Verdrängung der Stummel allein beträgt 43,5 m³.

Leitwerk und Steuerung:

Die allgemeine Anordnung des Leitwerkes ist aus der Abb. 19 ersichtlich. Das gesamte Höhenleitwerk enthält 53,4 m². Das gesamte Seitenleitwerk 19,0 m². Alle Ruder sind durch Hilfsflächen ausgeglichen.

Der Abstand des Höhenruders von der Wasserlinie ist 6,0 m. Zum Schutze des Seitenruders gegen Wasserschlag ist der Rumpf nach hinten verlängert.

Die Betätigung der Ruder erfolgt durch Zugstangen, welche an Pendelhebeln aufgehängt sind. Die gesamte Lagerung des Gestänges erfolgt ausschließlich durch Kugellager. Hierdurch ist eine bemerkenswerte Leichtgängigkeit der Steuerung erreicht worden. Es ist ein Trimmausgleich sowohl in der Längslage als auch für seitliche Momente eingebaut. Die Trimmung geschieht durch

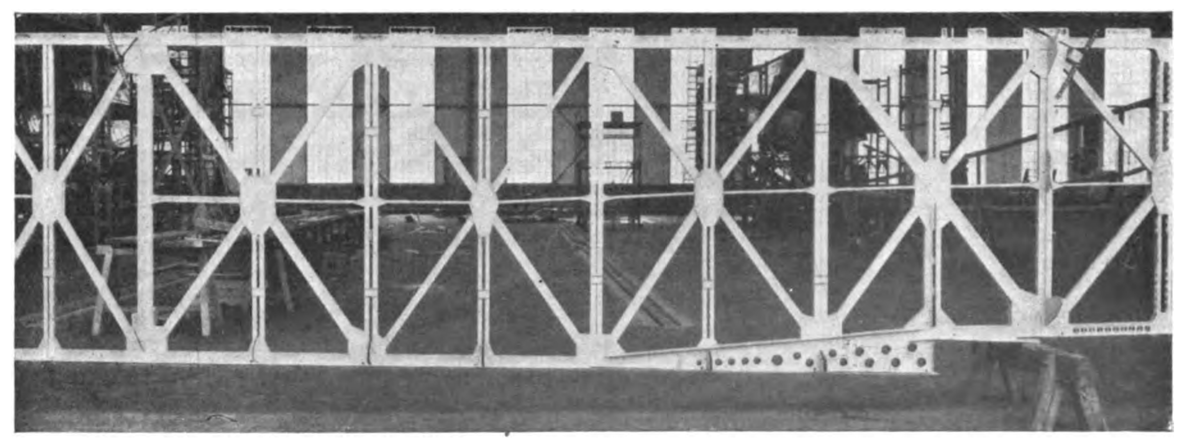


Abb. 14. Kielträger.

Verstellung des Anstellwinkels der entsprechenden Ausgleichsflächen. Sie erfordert keinerlei Kraftaufwand und kann direkt vom Führersitz aus vorgenommen werden. Das nächste Lichtbild (Abb. 20) zeigt den für den Piloten bestimmten Teil des Kommandodecks. Man erkennt deutlich die beiden kleinen, seitlich angeordneten Handräder, welche zum Trimmen dienen. Das große, ebenfalls seitlich angeordnete Handrad dient zur Betätigung des Wasserruders. Die Sicht ist hervorragend. Es ist normale Radsteuerung zur Anwendung gebracht.

Kraftanlage:

Auf den nächsten beiden Lichtbildern (Abb. 21 und 22) ist die Antriebsanlage dargestellt.

Bei der Ausbildung der Motor-Aufbauten für die bei dem ersten Flugschiff verwendeten, im Verhältnis 1 : 2 untersetzten Siemens-Jupiter-Motoren wurde mit ganz besonderer Sorgfalt vorgegangen. Die in Frage kommenden Konstruktionsteile sind ungewöhnlich stark dimensioniert. Besonders eingehende und zeitraubende Versuche waren erforderlich. Das Lichtbild (Abb. 23) zeigt beispielsweise die Ermittlung der Materialspannungen in einem sogenannten »Motorbocke« unter dem Zusammenwirken von Schub-, Drehmoment und Motorgewicht.

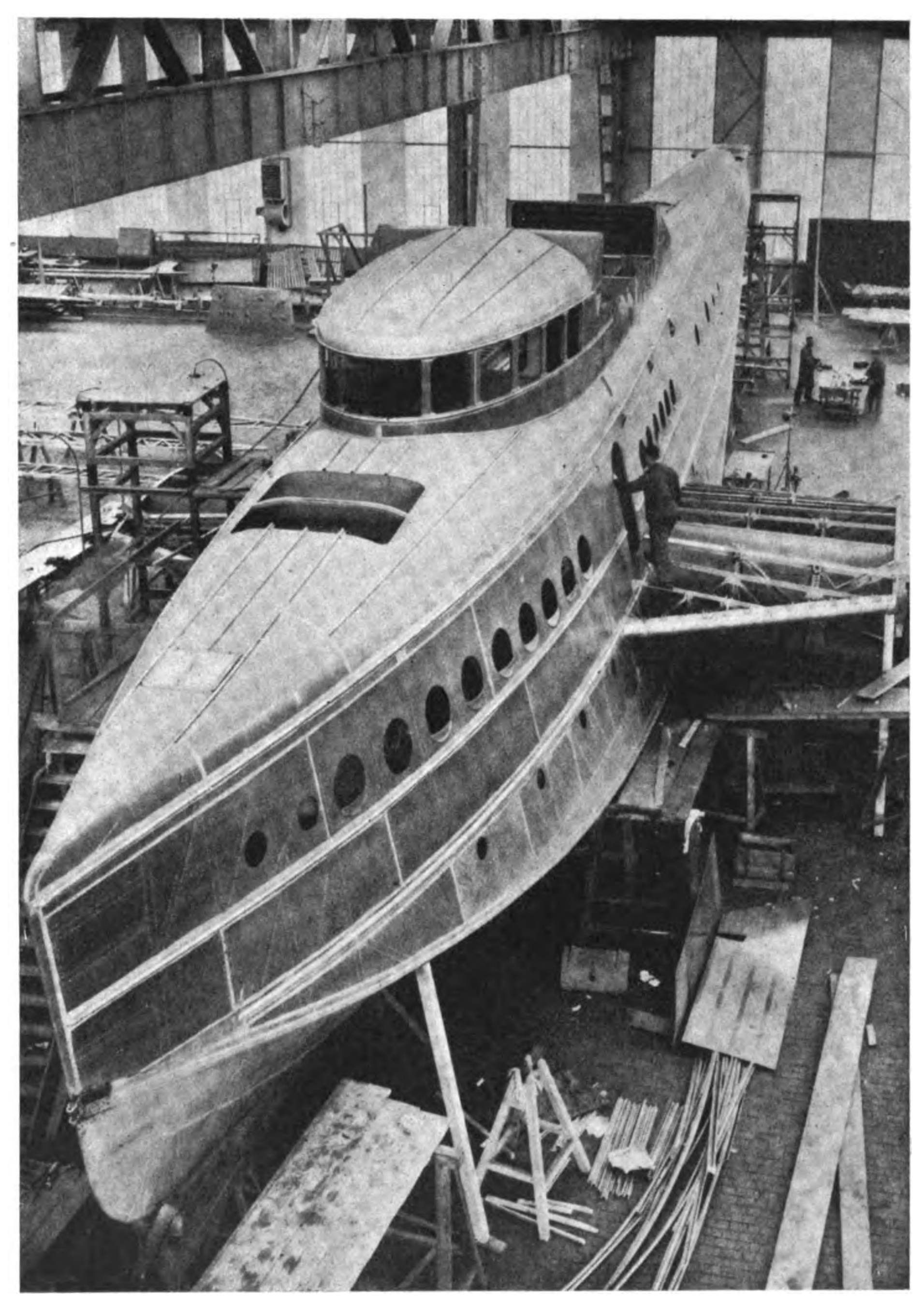
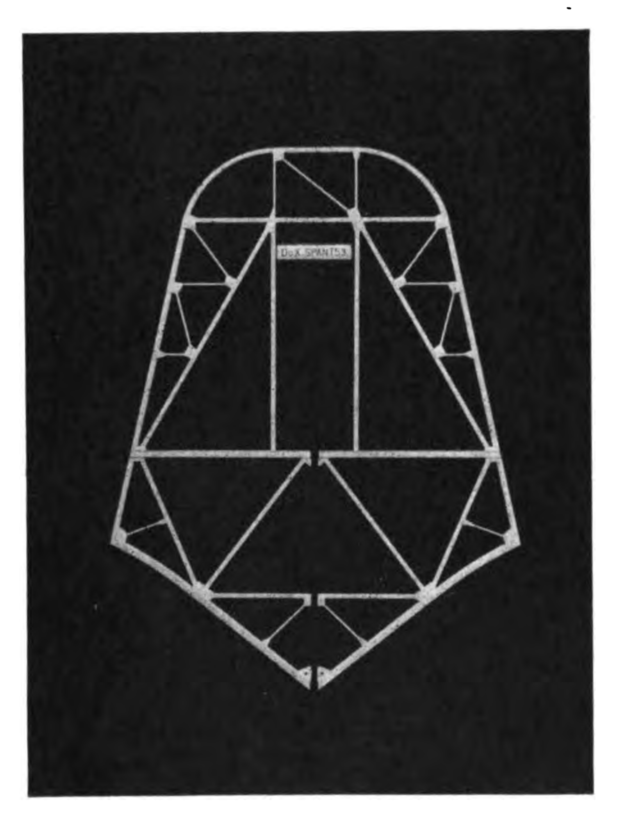


Abb. 15. Boot schräg von vorne.

Bei dem Flugschiffe Do. X ist zum ersten Male in der Geschichte der Fliegerei den Flugzeugführern die Überwachung der Antriebsanlage abgenommen worden. Selbstverständlich ist dem Führer nach wie vor die volle Betätigungsmöglichkeit sämtlicher Motoren in die Hand gegeben. Dieselbe erfolgt durch zwei direkt nebeneinanderliegende Hebel, welche er mit einem Griffe gemeinschaftlich betätigen kann. Durch getrennte Handhabung eines der beiden Hebel ist die Möglichkeit geboten, einseitig auf Steuerbord oder Backbord zu drosseln, was besonders



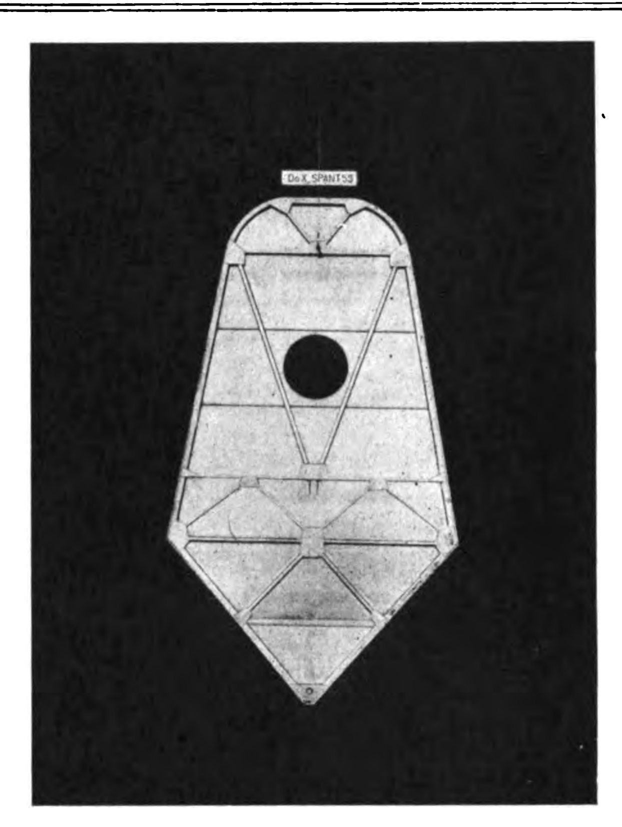
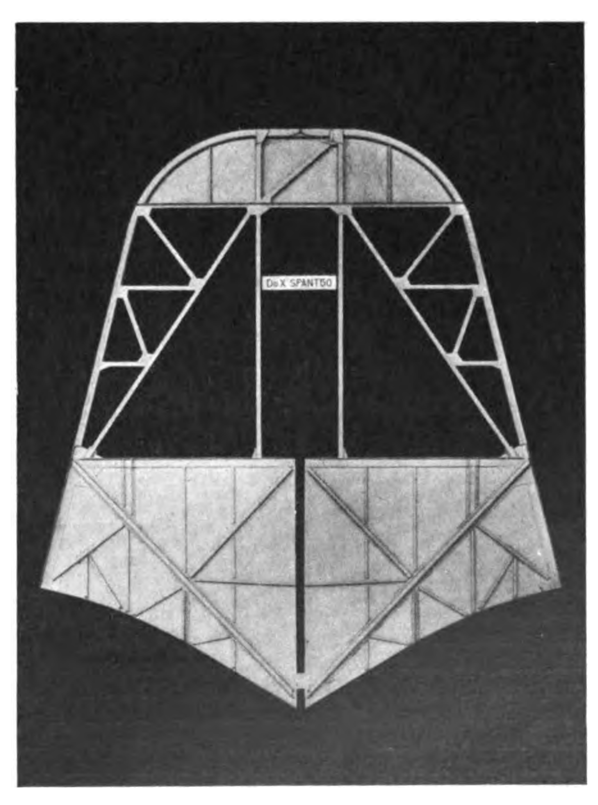


Abb. 16. Spanten.

beim Manövrieren auf dem Wasser von Nutzen ist. Vom Führersitz aus können sämtliche Motoren gleichzeitig kurzgeschlossen werden.

Da unsere Flugzeugführer heute noch sehr an einem »wohlassortierten Instrumentenbrette« kleben, hat man Konzessionen gemacht und den sonst leeren Raum mit zwei Sammeltourenzählern sowie einem elektrischen Anzeigeapparat geschmückt. Dieser letztere Apparat enthält 12 Lämpchen, welche den einzelnen Motoren zugeordnet sind und aufflammen, falls ein Motor abgestellt wird.

Auf Grund der bisher ausgeführten zahlreichen Flüge kann man heute schon sagen, daß die vollständige Trennung der Motor-Überwachung vom Flugzeugführer nicht nur möglich, sondern außerordentlich zweckmäßig ist.



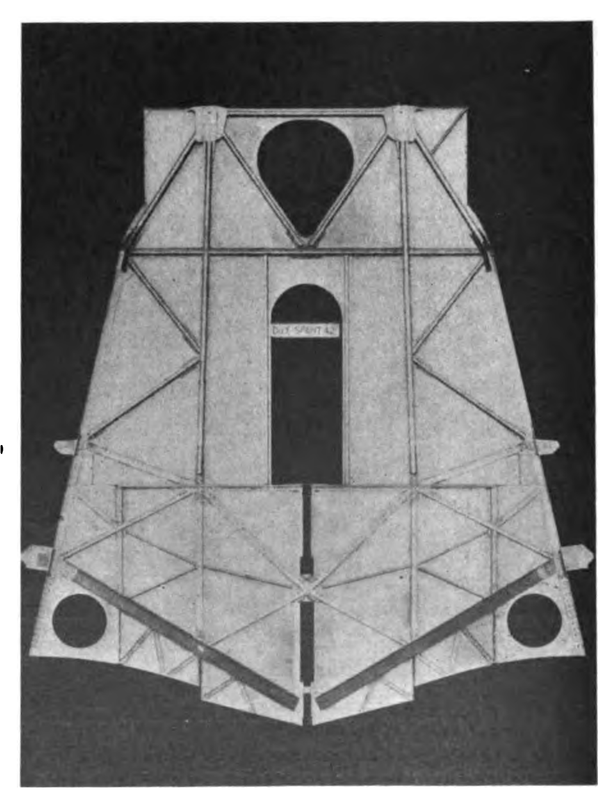


Abb. 17. Spanten.

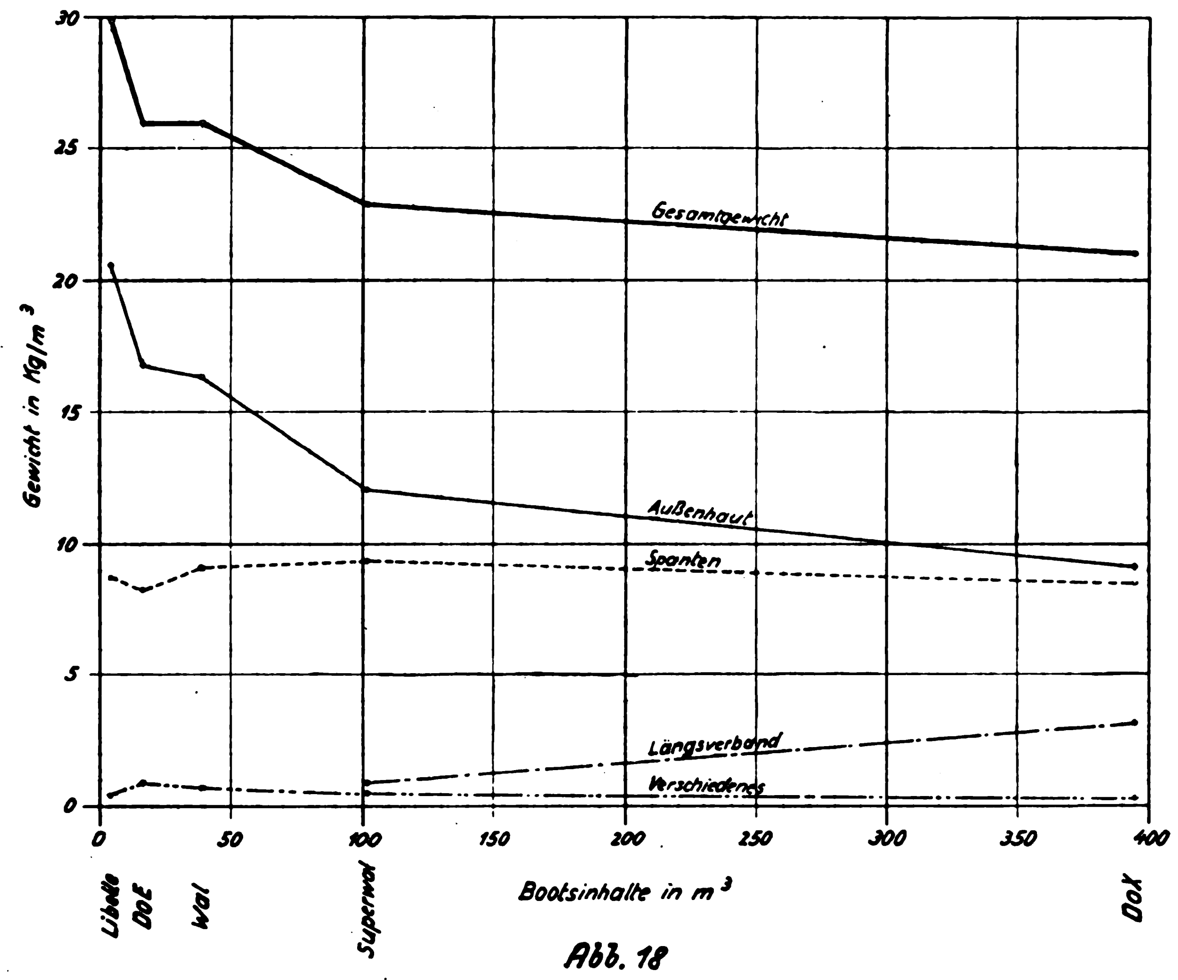


Abb. 18. Diagramm.

Das Anlassen, die Fernüberwachung und die normale Außerbetriebsetzung der Motoren erfolgt von dem auf dem nächsten Lichtbilde (Abb. 24) wiedergegebenen »Schaltraume« aus. Auf die Instrumentierung im einzelnen einzugehen, verbietet die Zeit. Die Verbindung zwischen dem Schaltraum und den Motorgondeln geschieht durch einen durch den Flügel führenden Tunnel.

Das Anlassen der Motoren erfolgt durch Druckluft, welche mittels eines kleinen, durch einen Benzinmotor angetriebenen Kompressors erzeugt wird. Der zum Antrieb des Kompressors dienende Motor erzeugt gleichzeitig den gesamten Strom für das Flugschiff.

Die Betriebsmittelanlage:

Auch bei der Ausbildung der Brennstoffversorgung hat man sich an das in langen Jahren Erprobte gehalten. Es sind im Betriebsmitteldeck normalerweise vier zylindrische Behälter zu je 3000 l sowie vier weitere Behälter zu je 1000 l vorhanden, zusammen also 16000 l. Die Behälter sind unmittelbar auf dem Bootsboden gelagert. Sie stehen mit einem sogenannten »Sammeltopf« in Verbindung, von welchem mittels Pumpen der Brennstoff zu zwei in der Flügelnase gelagerten Behältern von je 300 l Inhalt gedrückt wird. Um möglichst große Sicherheit in der Betriebsmittelversorgung zu haben, kann die

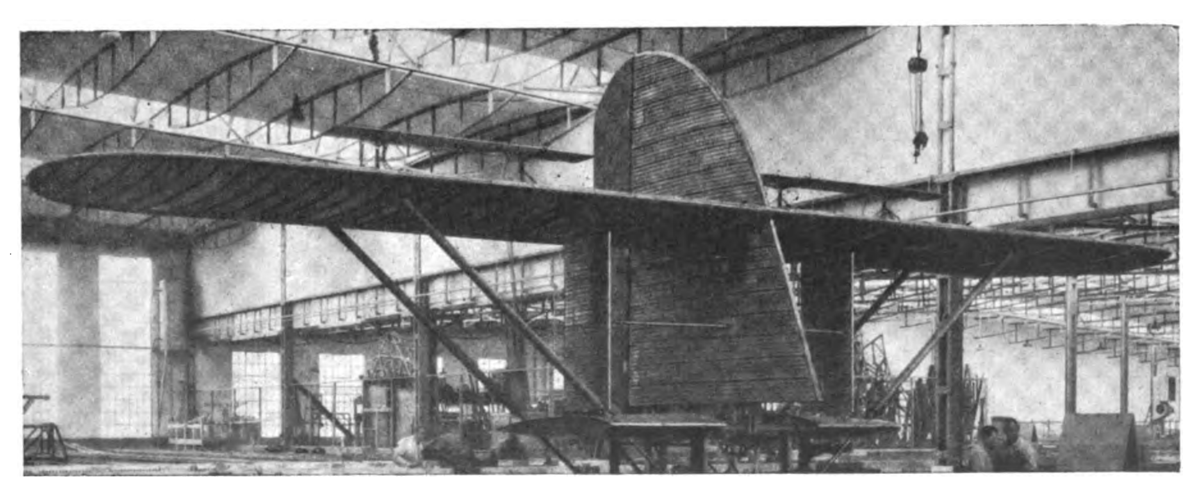


Abb. 19. Leitwerk.

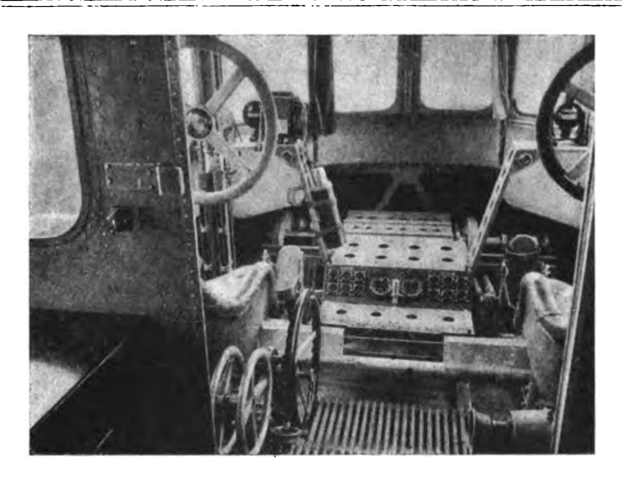


Abb. 20. Führerstand.

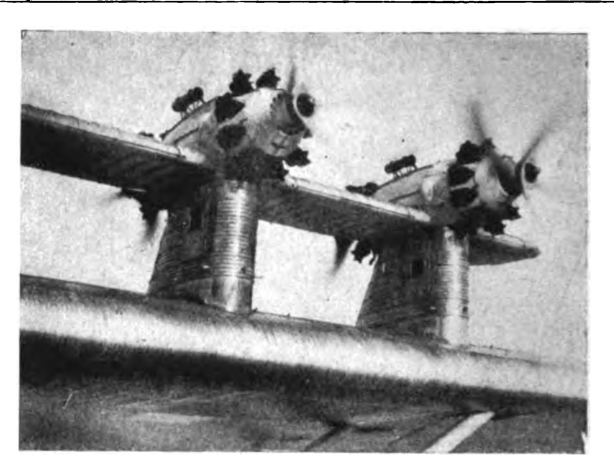


Abb. 21. Kraftanlage.

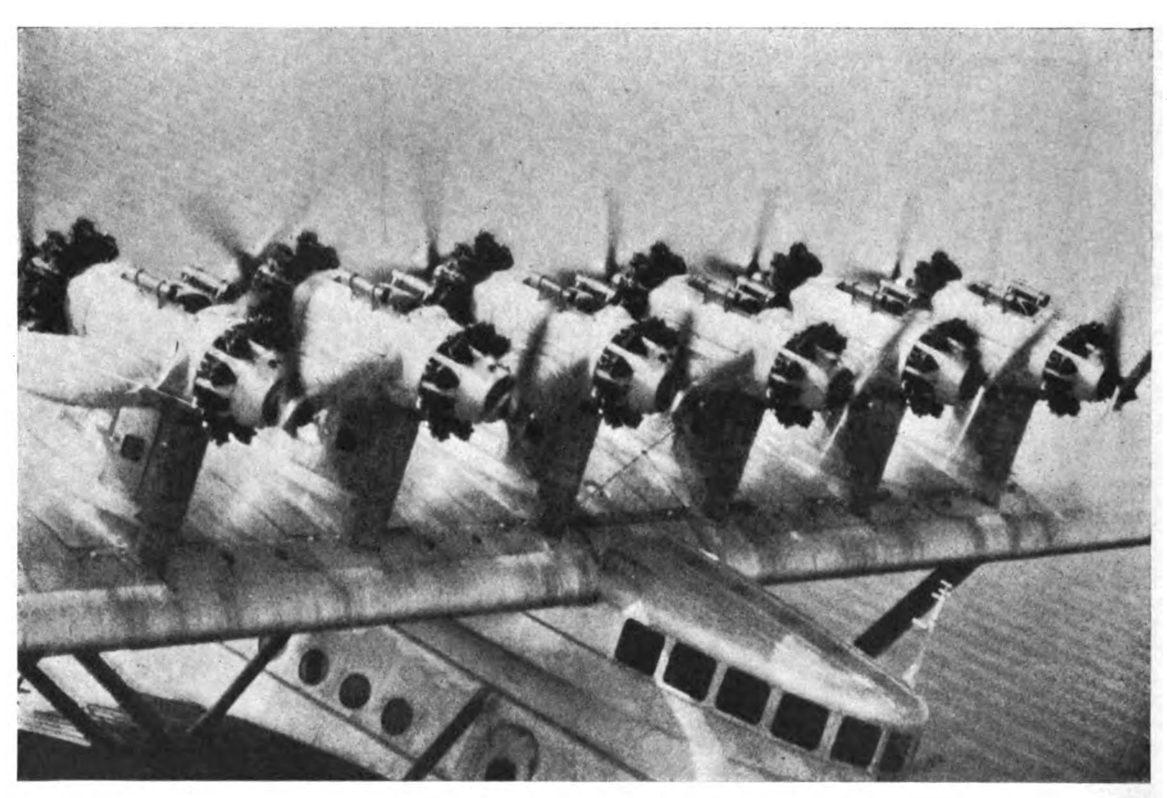


Abb. 22. Kraftanlage.

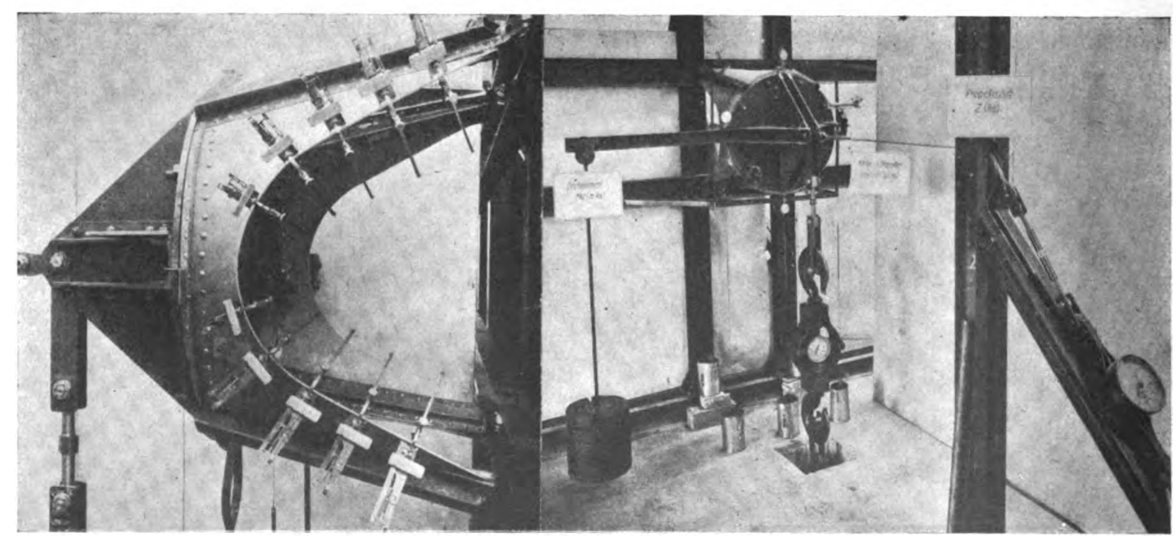


Abb. 23. Belastung eines Motorbockes.

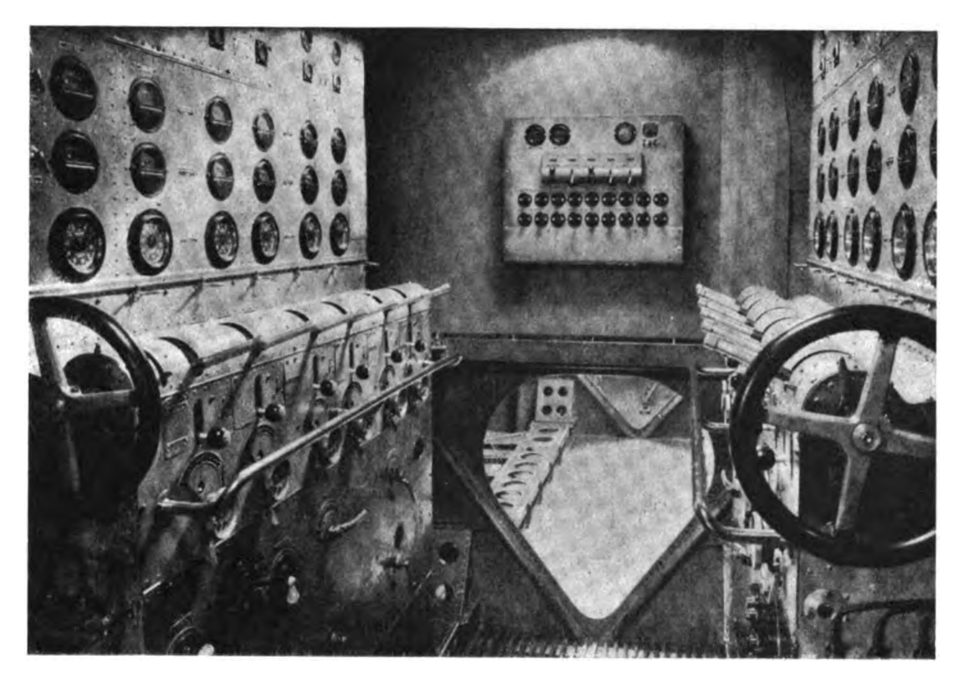


Abb. 24. Schaltraum.

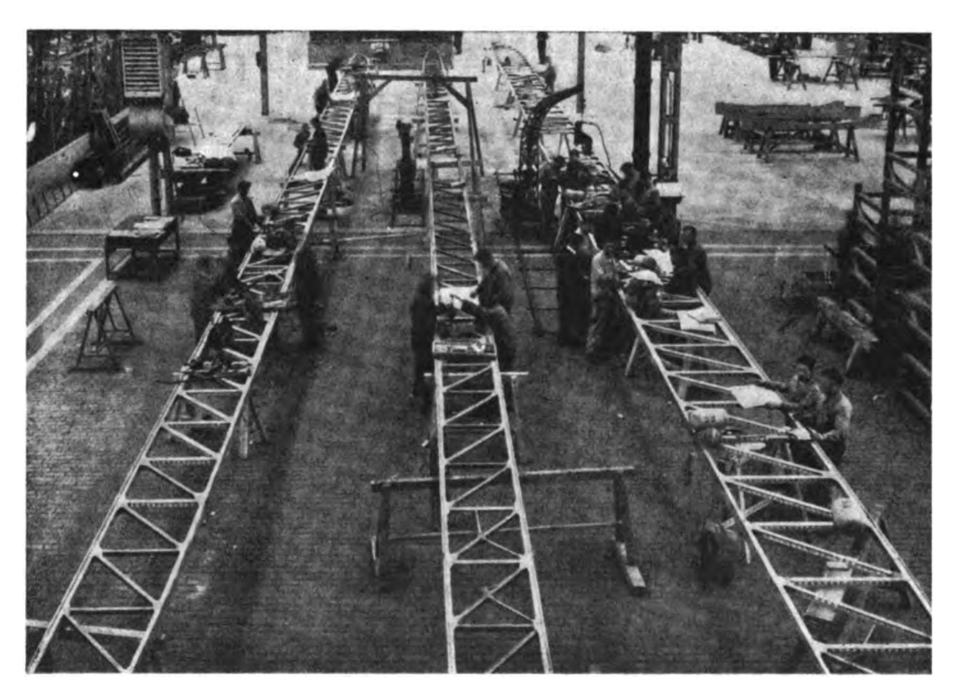


Abb. 25. Ausnieten der Holme.

Förderung des Benzins auf dreierlei Weise erfolgen, nämlich durch eine Pumpe mit Windradantrieb, durch eine elektrisch angetriebene Pumpe und durch eine von Hand zu betätigende Allweiler-Pumpe.

Von den Nasentanks wird das Benzin mittels A.M.-Pumpen den Vergasern zugeführt. Zuviel gefördertes Benzin fließt zurück in den Sammeltopf. Im Kommandodeck angeordnete Schaugläser gestatten die Kontrolle der Betriebsmittelversorgung. Das ganze Rohrleitungssystem ist in allen seinen Teilen auch während des Fluges zugänglich und wartbar.

Die Ölbehälter fassen insgesamt 1600 l. Sie sind im Flügel untergebracht.

III. Die Ausführung.

Der Bau des Flugschiffes erfolgte in den Werkstätten der »Aktiengesellschaft für Dornier-Flugzeuge, Altenrhein«. Es wurde mit den Ausführungsarbeiten am 19. Dezember 1927 begonnen. Der Stappellauf mit anschließendem ersten Fluge erfolgte am 12. Juli 1929. Es waren also insgesamt 570 Tage zur Erstellung des ersten Flugschiffes erforderlich. Größere Schwierigkeiten fabrikationstechnischer Natur sind während des Baues nicht aufgetreten, obwohl die gegenüber dem Bekannten außerordentlich gesteigerten Dimensionen eine große Zahl neuer Vorrichtungen bedingten.

Das Lichtbild (Abb. 25) zeigt die Holme beim Ausnieten. Die Montage des Flügels erfolgte infolge der neuartigen Konstruktion in verhältnismäßig sehr kurzer Zeit.

Sehr zeitraubend war die Herstellung der Schablonen für den Bau der Bootsspanten. Der von der Heckstufe nach rückwärts liegende Teil des Bootes wurde getrennt vom Hauptbootskörper fertiggestellt. Die Abb. 26 zeigt den Beginn der Bootsmontage. Der Kielträger, der sozu-

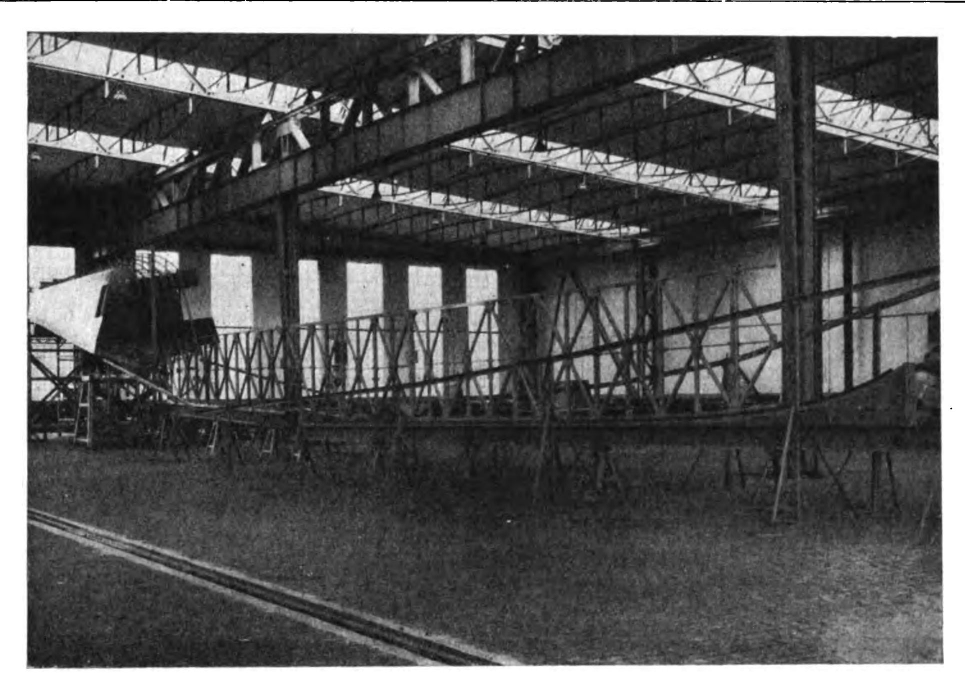


Abb. 26. Beginn der Bootsmontage.

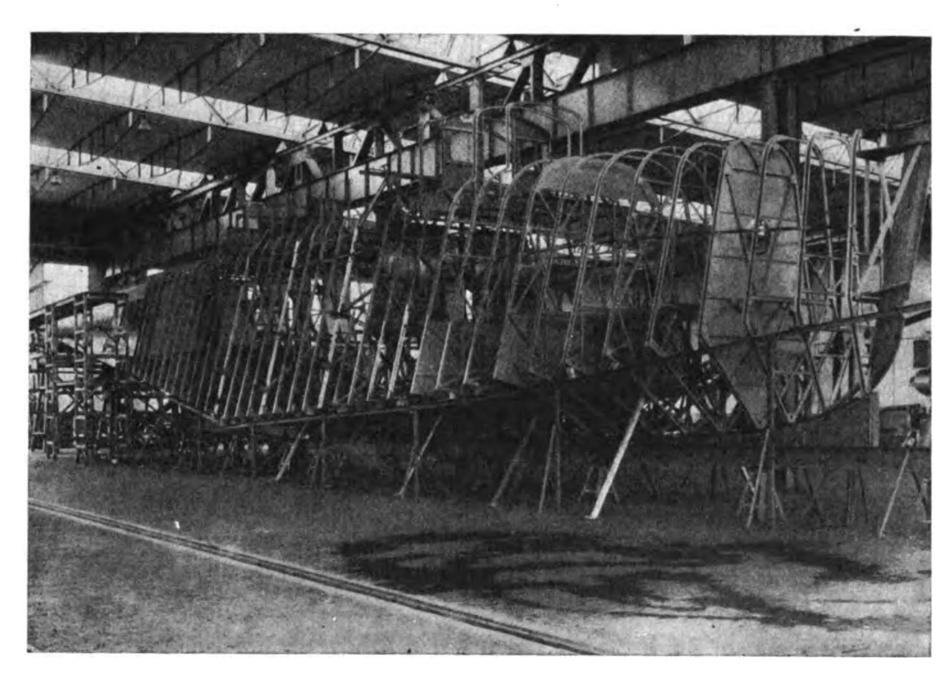


Abb. 27. Boot fertig zum Beplanken.

sagen das Rückgrat des ganzen bildet, ist auf einem eisernen Träger aufgestellt. Das Bootsende ist angestoßen. Das nächste Bild (Abb. 27) zeigt das Bootsgerippe kurz vor Beginn des Beplankens.

Der Oberflügel wurde komplett mit den Motorgondeln und deren Träger sowie den gesamten für die Betätigung der Motoren nötigen Gestängen einschließlich Einbaues der Motoren fertiggestellt und später als Ganzes auf den Flügel ausgesetzt (Abb. 28).

Die eigentliche Fertigmontage, d. h. der Zusammenbau von Flügel, Boot, Leitwerk und Kraftanlage einschließlich des Verlegens der Leitungen, erforderte 60 Tage (Abb. 29).

IV. Die Erprobung.

Die Erprobung begann am frühen Morgen des 12. Juli 1929. Auf Abb. 30 sehen sie das Flugschiff auf dem Wagen fertig zum Stapellauf. Das Lichtbild (Abb. 31) zeigt das Zuwasserbringen des Flugschiffes, welches ohne Schwierigkeiten erfolgte. Es wurden zunächst längere Rollversuche auf dem Wasser vorgenommen. Die Abb. 32 zeigt das Flugschiff auf dem Wasser von vorn gesehen. Auf dem nächsten Bilde (Abb. 33) sieht man das Flugschiff langsam rollend von der Seite.

Die Abb. 34 zeigt die Do. X auf der Stufe laufend kurz vor dem Abheben. Bei den Versuchen, das Flugschiff mit Vollgas auf der Stufe laufen zu lassen, hob sich dasselbe, ohne daß es beabsichtigt war, ab. Anschließend an diesen ersten unfreiwilligen Start wurden einige weitere kurze Sprünge ausgeführt. Am nächsten Tage erfolgten dann die ersten Flüge (Abb. 35 und 36). Bis heute sind insgesamt 54 Flüge ausgeführt worden.

Schon bei den ersten Flügen zeigte sich, daß die Öltemperatur unzulässig hoch war. Auch die Temperaturen einiger Zylinder der hinteren Motoren waren zu hoch.

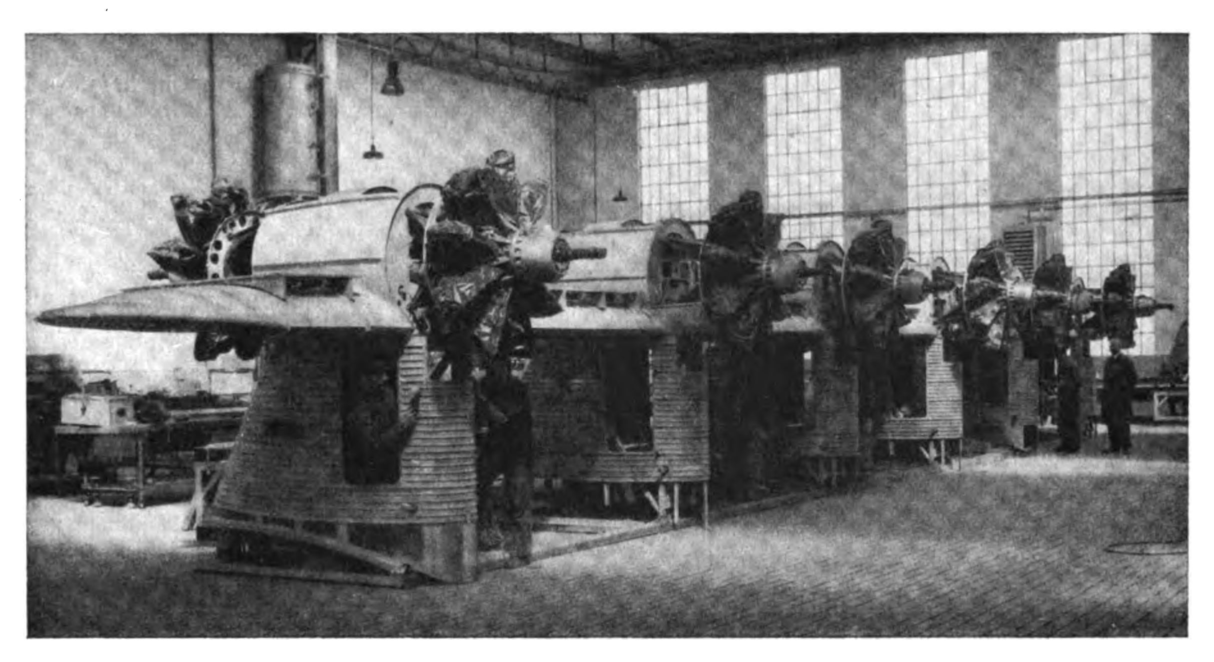


Abb. 28. Montage des Oberflügels.

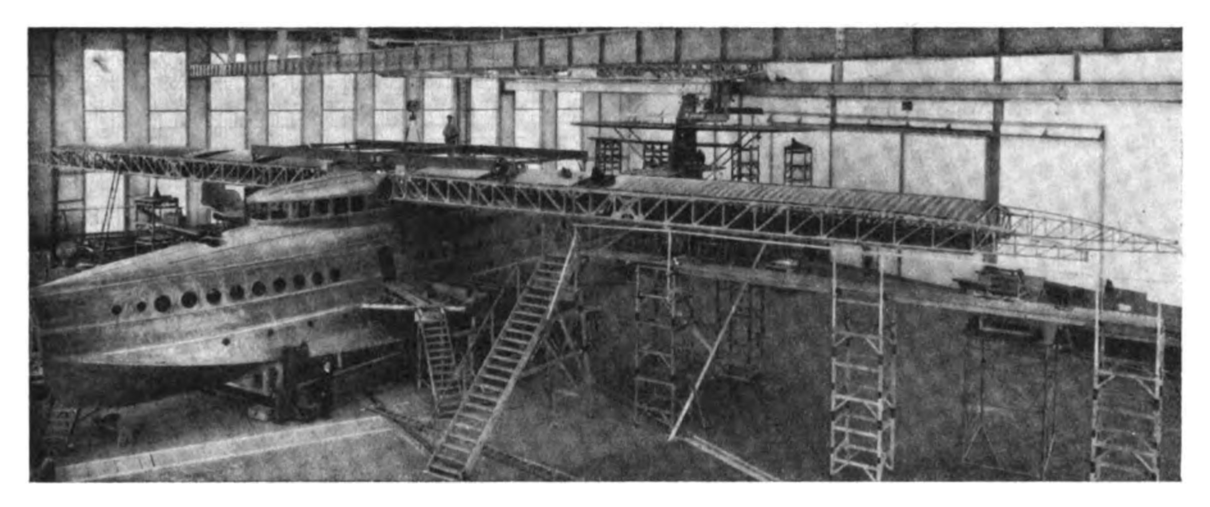


Abb. 29. Fertigmontage.

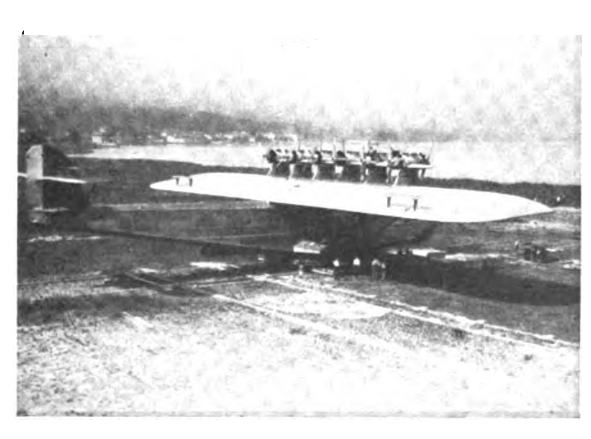


Abb. 30. Das Flugschiff auf dem Wagen.

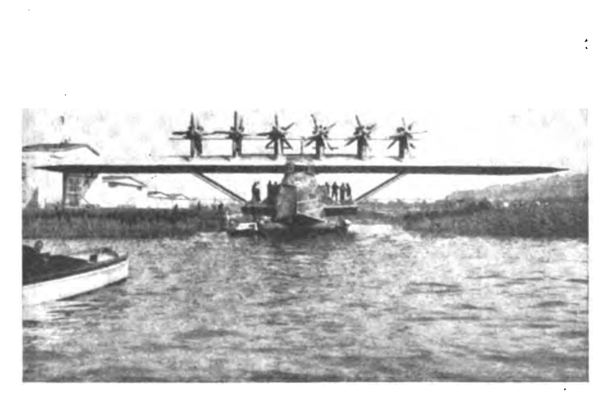


Abb. 31. Zuwasserbringen des Flugschiffes.



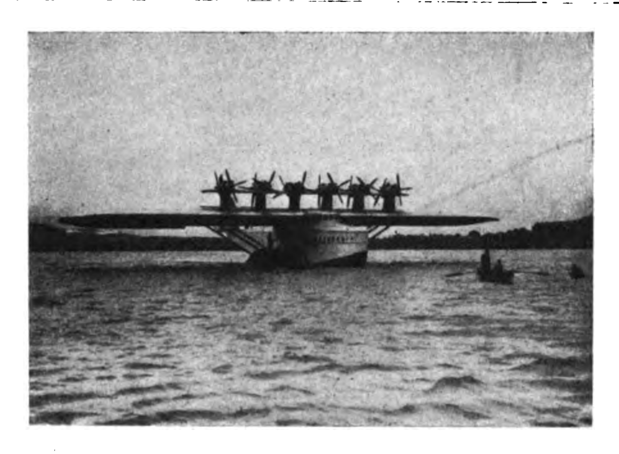


Abb. 32. Das Flugschiff von vorne gesehen auf dem Wasser.

Mit derartigen Schwierigkeiten hatte man von Anfang an gerechnet, da ähnliche Erscheinungen bisher bei allen neuen Typen am Anfang aufgetreten waren. Während es verhältnismäßig bald gelang, die Öltemperaturen auf das zulässige Maß zu senken, bedurfte es einer großen Zahl von Flügen, um dasselbe Ziel bei den Zylindertemperaturen zu erreichen. Besonders störend bei den Versuchen, die Kühlung zu verbessern, war der Mangel an einwandfrei zeigenden Temperaturmeßgeräten.

Unangenehm war es auch, daß mit Rücksicht auf die hinteren Motoren zunächst immer nur verhältnismäßig kurze Flüge gemacht werden konnten, wobei die Druckmotoren außerdem stark gedrosselt werden mußten.

Natürlich bemühte man sich bei jedem Fluge, soviel als möglich zu lernen. Es wurden mittels Tensometern die Spannungen in den wichtigsten Bauteilen des Flügels gemessen. Die im Boote und im Flügel herrschenden Druckverhältnisse wurden eingehend untersucht. Die Strömung um die Gondel und den Oberflügel wurde mit Pitotrohren aufgenommen. Die Strömung um den Hauptflügel wurde untersucht. Die Durchbiegungen der Holme wurden optisch gemessen. Besonders eingehend wurden die Stabilitätseigenschaften des Flugschiffes untersucht. Eine Reihe von Trimmversuchen wurde angestellt.

Es würde zu weit führen auch nur auszugsweise Einzelheiten dieser Untersuchungen zu besprechen. Ich beschränke mich darauf, im nachfolgenden in gedrängtester Form die wesentlichsten Feststellungen und Folgerungen aus der Erprobung des Flugschiffes zusammenzufassen:

Der Start ist überraschend gut. Die Wasserarbeit während desselben einwandfrei. Das Boot kommt auch mit hohen Zulasungen in wenigen Sekunden auf Stufe. Die Stabilität auf dem Wasser entspricht den Erwartungen. Das Manövrieren ist sehr einfach. Schon in den ersten Tagen rollte das Boot unter eigener Kraft an die Boje. Die Sichtverhältnisse sind vorzüglich. Die Landung macht keine Schwierigkeiten.

Die Motoren-Anlage ist vibrationsfrei. Die Zeit, um sämtliche 12 Motoren in Gang zu setzen, beträgt durchschnittlich 4 bis 5 min (beste Zeit 3 min).

Die Flugeigenschaften sind normal. Das Flugschiff kann auch von Durchschnittsführern geflogen werden. Die Ruder sind leichtgängig und wirksam. Einbau von Hilfsmaschinen für die Betätigung der Ruder unnötig. Das Höhenruder ist zunächst überausgeglichen. Die Verwindung ist normalerweise leichtgängig, erfordert aber bei großen Ruderausschlägen zuviel Kraft. Ausgleich und Durchmesser der Handräder wurden deshalb vergrößert.

Die Zentralisierung der Triebwerküberwachung und vollständige Trennung vom Führer bewährt sich.

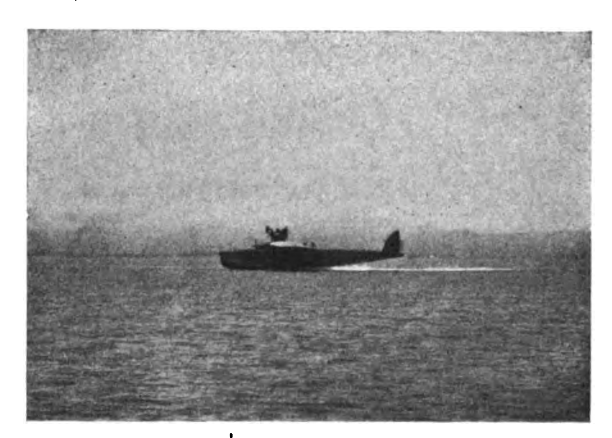


Abb. 33. Flugschiff von der Seite gesehen.

Abb. 34. Die Do.X auf der Stufe laufend.

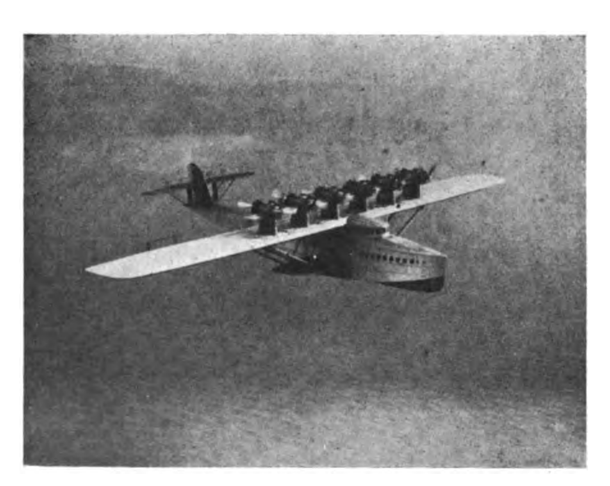


Abb. 35. Das Flugschiff im Fluge.

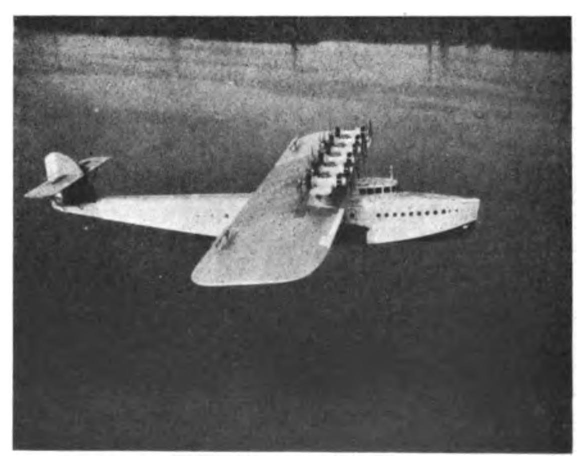


Abb. 36. Die Do. X im Fluge.

Die gemessenen Durchbiegungen und Spannungen der Bauwerksteile stimmen durchweg gut mit den errechneten überein.

Ehe ich in meinen Ausführungen fortfahre, bitte ich um die Erlaubnis, Ihnen das Flugschiff ganz kurz im Film vorführen zu dürfen.

(Film.)

Ich hoffe, daß die Bilder, welche soeben an Ihnen vorübergezogen sind, Ihnen eine lebendige Vorstellung des Flugschiffes vermittelt haben, und bitte, in meinem Berichte fortfahren zu dürfen.

V. Die Ergebnisse.

Meine Damen und Herren, das Projekt eines neuen Flugzeuges verkörpert unsere Hoffnungen. Es erscheint uns in dem Augenblick, wo wir an die Ausführung herangehen, immer als gut. Der Erfolg hängt davon ab, inwieweit die rauhe Wirklichkeit die Erwartungen, welche im Projekt aufgestellt wurden, erfüllt. Das Verhältnis dieser Erwartungen zu den tatsächlich erreichten Leistungen ist der Maßstab für den Erfolg.

Bei einem Unterfangen, wie es der Bau des Flugschiffes Do. X war, das mehrere Jahre lang von der ganzen Fachwelt mit besonderem Interesse und mehr oder minder großer Skepsis verfolgt wurde, ist es besonders interessant, zu untersuchen, wie es mit dem Quotient »errechnet zu erreicht« aussieht.

Betrachten wir zunächst die Gewichtsverhältnisse: Zeitmangels leider nicht möglich, im einzelnen auf die Ursachen der Verschiebungen in den Gewichten einzugehen.

Nachdem wir uns Rechenschaft über die Gewichtsverhältnisse des Flugschiffes abgelegt haben, komme ich auf die »Startleistungen« zu sprechen. Auf dem Schaubilde, Abb. 38, sind in Abhängigkeit vom jeweiligen Fluggewichte die entsprechenden Startzeiten einer großen Zahl von Flügen eingetragen. Die sämtlichen Starts fanden auf dem Bodensee, also in über 400 m über Meereshöhe, statt. Auf normale Luftwichte reduziert, würde sich die gestrichelt eingezeichnete Startkurve ergeben. Bei der Beurteilung der erzielten Start- und übrigens auch Flugleistungen ist besonders zu berücksichtigen, daß der normale Jupiter-Siemens-Motor mit Kompressionsverhältnis 1 : 5,3 Verwendung fand.

Nach den im Jahre 1927 festgelegten vertraglichen Bedingungen für das Flugschiff war eine Zuladung von 20 t garantiert worden. Dies entspricht bei dem derzeitigen Baugewichte einem Abfluggewicht von 48000 kg. Unser Schaubild zeigt, daß bei Windstille am Bodensee das Flugschiff zur Erfüllung dieser Bedingung 65 s benötigt. Auf Meereshöhe reduziert, würde der Start in 55 s erfolgen.

Die vertraglich festgesetzte Höchstgeschwindigkeit des Flugschiffes durfte mit einer Toleranz von 5% 200 km/h nicht unterschreiten. Gemessen wurde mit unverkleideten Motoren in einer Höhe von 420 m 211 km/h. Auf Normalwichte reduziert ergibt dies 214 km/h. Es unterliegt keinem Zweifel, daß durch zweckmäßige Verkleidung der Motoren die Geschwindigkeit noch gesteigert werden kann. Sämtliche bisher ausgeführten Flüge erfolgten mit ein und demselben Satz von Holzpropellern. Durch die Verwendung anderer Schrauben und insbesondere von Metallpropellern wird eine weitere Steigerung der Geschwindigkeit möglich sein. Bei einer Drosselung der Motoren auf 1850 Touren beträgt die derzeitige Reisegeschwindigkeit in 420 m Höhe 175 km/h.

Die Zusammenhänge zwischen Reichweite und Nutzlast sind auf dem Diagramm Abb. 39 wiedergegeben. Die Reichweiten des Flugschiffes Do. X sind unter Zugrundelegung eines mittleren Betriebsmittelverbrauches (Benzin und Öl) von 270 g für die Pferdekraftstunde ermittelt, unter der Voraussetzung gleichmäßiger Drosselung aller Motoren. Als Abszissen des Diagramms sind die Entfernungen in Kilometern, als Ordinaten die Nutzlasten in Kilogrammen aufgetragen. Die eingezeichneten geneigten Linien entsprechen Abfluggewichten des Flugschiffes von 45 bis 52 t.

Übersicht über die Veränderung der Do X-Gewichte.

Lfd. Nr.	Baugruppe	Stand der Gewichte: im April 28 zur Zeit des Vortrages, Spalte 1		gewogen am 31. 8. 29, Spalte 2		berichtigte Gewichte entspr. dem Vortrag, Spalte 3		Differenzen zwischen den Gewichten in Spalte 1 und 3: +		%		—		%	
1	Flügel mit Abstützung	7 475	8	7 559	4	7 559	4	83	6	1	1	.		.	
2	Leitwerk	728	7	878	2	878	2	149	5	20	6	.		.	
3	Steuerung	322	5	363	5	363	5	41	0	12	7	.		.	
4	Boot	7 235	3	8 314	0	8 314	0	1 078	7	14	9	.		.	
5	Motorgondel mit Gondelbock	1 072	7	1 147	2	1 147	2	74	5	6	9	.		.	
6	Anstrich	350	0	350	0	350	0			.		.		.	
7	Motor	4 721	0	5 121	6	5 121	6	400	6	8	5	.		.	
8	Auspuffanlage	39	0	39	0	39	0			.		.		.	
9	Propeller mit Nabe	720	0	1 101	9	1 101	9	381	9	53	0	.		.	
10	Motorregulierung	350	0	226	9	226	9	.		.		123	1	35	3
11	Benzinanlage	919	0	1 236	4	1 002	4	83	4	9	1	.		.	
12	Ölanlage	274	5	359	6	300	5	26	0	9	5	.		.	
13	Öl und Benzin in den Leitungen	120	0	120	0	120	0			.		.		.	
14	Triebwerküberwachung	130	0	278	2	109	5	.		.		20	5	15	8
15	Flugüberwachung	6	9	13	9	6	9	.		.				.	
16	Navigation	1	5	36	0	1	6	.		.		.		.	
17	Allgemeines Gerät	30	4	80	0	30	4	.		.		.		.	
18	Betriebshilfsgerät	194	8	417	5	188	0	.		.		6	8	0	35
19	Seeausrüstung	250	0	270	7	270	7	20	7	8	3	.		.	
		24 942	1	27 914	0	27 131	7	2 339	9	.		150	4	.	

Abb. 37. Tabelle.

In dem schon eingangs erwähnten Londoner Vortrage vom Frühjahr 1928 habe ich Mitteilungen über die voraussichtlichen Gewichte des Flugschiffes Do. X gemacht. In der ersten Spalte der Zahlentafel Abb. 37 sind diese Gewichte eingetragen. Die zweite Spalte enthält die tatsächlich gewogenen Gewichte nach dem Stande vom 31. Juli 1929. Die »Vortragsgewichte« waren seinerzeit, soweit sie sich auf die Betriebsmittelanlage und auf die Instrumentierung bezogen, auf eine gemeinschaftliche Basis reduziert worden, um gewisse Vergleiche mit anderen Flugzeugen anstellen zu können. In Spalte 3 ist eine entsprechende Rektifikation vorgenommen worden. Es ergibt sich eine Differenz der Totalgewichte von insgesamt 2189 kg oder 8,8% oder, falls man das Mehrgewicht der Motoren und Propeller von insgesamt 782 kg in Abzug bringt, ein Gesamtmehrgewicht von 1407 kg für die Zelle des Flugschiffes, entsprechend 5,6%. Es ist hier wegen

Abb. 38. Startkurve.

Als Rüstgewicht wurde entsprechend der Zahlentafel Abb. 37 28000 kg in Ansatz gebracht. Um die reine Nutzlast zu erhalten, sind noch zusätzliche seemännische Ausrüstung, Besatzung und die Ausstattung der Passagierräume in Abzug zu bringen. Auf dem Diagramm ist dies in der Weise geschehen, daß die zusätzliche seemännische Ausrüstung konstant mit 500 kg, das Gewicht der Besatzung konstant mit 1000 kg in Ansatz gebracht wurde (Parallele zur Abszissenachse im Abstande 500 bzw. 1500 kg). Für die Ausrüstung wurde angenommen, daß dieselbe bei kurzen Entfernungen mit Rücksicht auf die alsdann größere Anzahl der Passagiere bedeutend höher sein wird als bei Langstreckenflügen mit naturgemäß geringerer Passagierzahl. Im Diagramm ist die Ausrüstung durch eine Linie in Ansatz gebracht, welche bei der Entfernung Null 2000 kg entspricht, um bei 4000 km den Nullpunkt zu erreichen.

Die vertikalen Abstände zwischen der Ausstattungslinie und den den verschiedenen Belastungszuständen des Flugschiffes entsprechenden stark geneigten Linien ergeben die jeweils als Nutzlast zur Verfügung stehenden Gewichte. Man findet z. B. bei 1000 km Entfernung und einem Abfluggewicht von 45 t die Nutzlast zu 7600 kg, das sind 76 Personen, die Person zu 100 kg gerechnet. Will man mit dieser Nutzlast auf die oben angegebene Strecke von 1000 km eine Windreserve von 50% haben, so müßte man, wie aus dem Schaubilde ersichtlich, mit ca. 48 t starten.

Bei 2000 km ergeben sich, falls mit 48000 kg gestartet wird, 4900 kg zahlende Last. Um hierbei noch 30% Windreserve zu haben, müßte mit 52 t gestartet werden.

Die größte, überhaupt im ununterbrochenen Fluge zurücklegbare Strecke ergibt sich aus dem Diagramm zu etwa 3600 km.

Für ausgesprochene Langstreckenflüge müßte das Flugschiff mit sparsameren Motoren versehen werden.

Die Senkung des derzeitigen mittleren Betriebsmittelverbrauches von 270 g/PS/h auf 220 g/PS/h würde schon eine Steigerung der Reichweite von 3600 km auf 4400 km zur Folge haben.

Eine nicht unwesentliche Steigerung der Reichweite wird auch erzielt werden, sobald es gelingt, zwischen Propeller und Motor einen »Freilauf« einzubauen. Man kann dann im Sparfluge einzelne Motoren ganz abstellen ohne den erhöhten Widerstand bzw. Kraftverlust stehender oder den Motor im Leerlauf durchdrehender Propeller in Kauf nehmen zu müssen.

VI. Möglichkeiten der Verwendung, Wirtschaftlichkeit.

Die Grenze der ohne Zwischenlandung mit der nötigen Betriebsmittel-Reserve zu bewältigenden Strecke, auf welche das Flugschiff in seiner heutigen Form unter günstigen meteorologischen Verhältnissen praktisch eingesetzt werden könnte, liegt bei etwa 2200 km. Bei dieser Entfernung würde sich bei 2000 kg zahlender Last und 30% Wind-



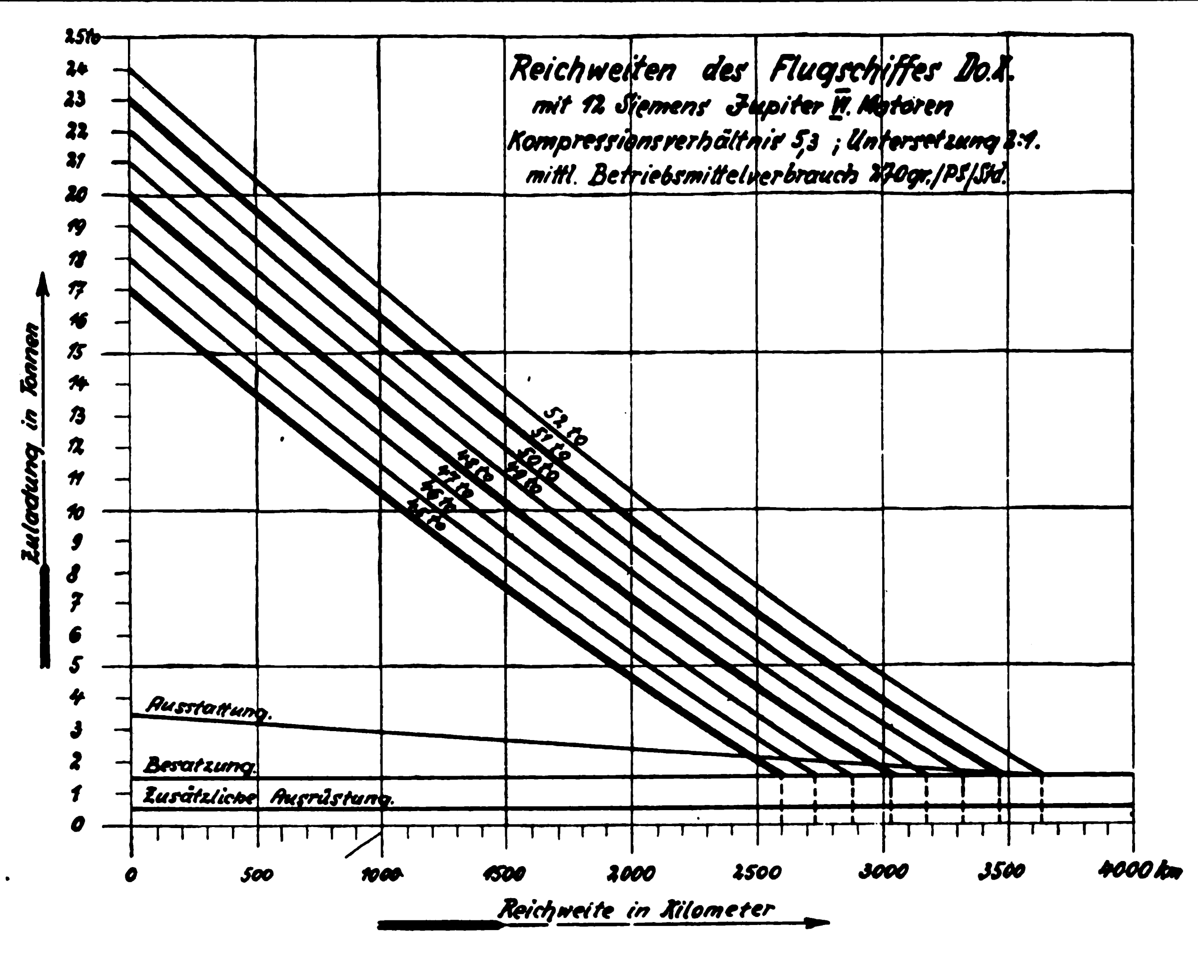


Abb. 39. Reichweite und Nutzlast.

reserve ein Abfluggewicht von ca. 50000 kg, entsprechend etwa 65 s Startzeit ergeben.

Diese Reichweite von 2200 km sieht, verglichen mit dem derzeitigen Langstreckenrekorde, welcher heute beinahe 8000 km erreicht hat, recht bescheiden aus. Sie bedarf einer näheren Erläuterung.

Die hervorragenden Flugleistungen der Franco, Lindbergh, Köhl, Lacoste und wie sie alle heißen, haben mit Recht die Bewunderung der ganzen Welt hervorgerufen. Sie haben auch ohne Zweifel dem Flugzeugbau neue Impulse erteilt. Man muß sich aber auch vergegenwärtigen, daß diese großen Leistungen nur möglich wurden durch eine Überlastung von Mensch und Material, die weit die Grenzen des normalerweise »menschenmöglichen« überschreitet und ebenso weit über die Grenzen des technisch Zulässigen hinausgeht.

Wie weit die Spanne zwischen dem jeweiligen Stand des Langstreckenrekordes und den im praktischen Luftverkehr erreichten Leistungen ist, soll im nachfolgenden veranschaulicht werden:

Herr Joachim von Schroeder von der Deutschen Luft Hansa A.-G. hat am 4. Oktober ds. Js. vor der Technisch-Literarischen Gesellschaft in Berlin einen Vortrag über »Erfahrungen aus den Postexpreßflügen nach Sibirien und Spanien« gehalten. In seinen sehr interessanten Mitteilungen führt Herr von Schroeder aus, daß bei dem heutigen Stande der Technik auf eine Entfernung zwischen Berlin und Sevilla bei einer Zwischenlandung in Marseille, also bei einer Reichweite von 1250 km, mit einer Zuladung von 150 kg, höchstens aber 200 kg gerechnet werden könne. Die Flüge, auf welche sich seine Angaben beziehen, wurden durchgeführt mit einem Landflugzeug modernster Konstruktion mit 500-pferdigem Hornet-Motor und einer Reisegeschwindigkeit von 170 km/h.

Die Mitteilungen des Herrn von Schroeder besagen, daß die Grenze der derzeitigen praktischen Reichweite von Verkehrsflugzeugen bei etwa 1250 km liegt, denn eine noch geringere Nutzlast als 150 bis 200 kg würde wohl den Einsatz eines Flugzeuges nicht mehr lohnen.

Langstreckenrekord beinahe 8000 km! Größte im praktischen Luftverkehr, man müßte eigentlich noch beifügen »Postverkehr«, versuchsweise beflogene Strecke 1250 km! Vergleicht man die Angaben des Herrn von Schroeder mit der vorher angegebenen Reichweite des Flugschiffes von 2200 km, so ergibt sich für die Do. X eine Verdoppelung der »praktischen Reichweite« gegenüber dem, was bisher in Luftverkehr möglich war. Man muß sich dabei noch vergegenwärtigen, daß es sich in dem von Herrn von Schroeder zitierten Falle um ein Landflugzeug handelt. Trotzdem verhalten sich bei doppelter Reichweite des Flugschiffes die Nutzlasten wie 10 : 1.

Meines Erachtens kann man das Flugschiff mit größter Aussicht auf Wirtschaftlichkeit auf Strecken von 1000 bis 1500 km einsetzen. In Sonderfällen ist sogar Wirtschaftlichkeit gegeben auf ganz kurzen Strecken im Pendelverkehr. Die Möglichkeiten der Anwendung auch in europäischen Gewässern sind ungemein vielseitige. Besonders interessant erscheint mir der Einsatz in Gegenden, wo häufig mit Nebeln zu rechnen ist. Die infolge der Abmessungen erheblich gesteigerte Sicherheit beim Rollen oder Treiben im Seegang gestattet dem Flugschiffe, bei starkem Nebel erforderlichenfalls viele Kilometer außerhalb des anzulaufenden Hafens niederzugehen, um entweder mit eigener Kraft oder mit Hilfe eines Schleppers in den Hafen einzulaufen.

In Abb. 40 ist eine kleine Auslese verschiedener für das Flugschiff in Frage kommender Strecken eingetragen, und zwar anfangend mit Entfernungen von wenigen 100 km und endigend bei Entfernungen von 2000 km. Das Schau-

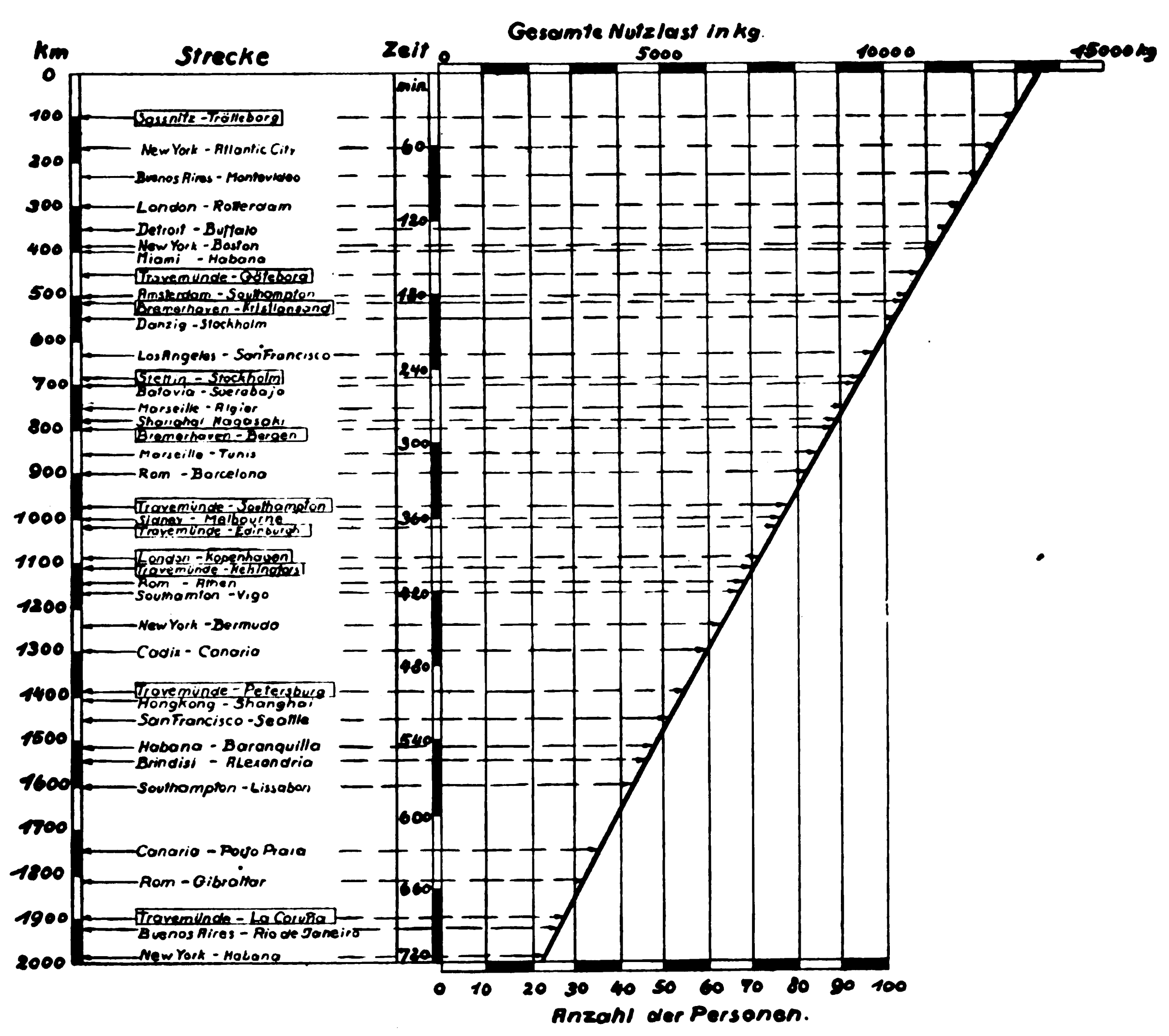


Abb. 40. Einsatzmöglichkeiten.

bild enthält die den jeweiligen Strecken zugeordneten Flugzeiten und zahlenden Lasten, ferner die Anzahl der jeweils beförderbaren Personen, den Fluggast zu 100 kg gerechnet. Als obere Grenze der bequemerweise in dem Flugschiff unterzubringenden Personen sind 100 angenommen. Beträgt also die Nutzlast mehr als 10000 kg, so müßte die Differenz in Fracht oder Post mitgenommen werden. Das Diagramm ist entworfen unter der Voraussetzung, daß das jeweilige Abfluggewicht ohne Windreserve 45000 kg beträgt. In der Praxis würde sich also das Abfluggewicht noch um die als Reserve mitzunehmenden Betriebsmittelgewichte erhöhen. Bei 30% Reserve würde das bei 1800 km Reichweite zu etwa 49,5 t Abfluggewicht führen. Bei kürzeren Entfernungen fällt natürlich die Betriebsmittelreserve viel weniger ins Gewicht.

Wir entnehmen der Darstellung beispielsweise, daß zwischen Buenos Aires und Montevideo 12000 kg Nutzlast befördert werden können, entsprechend 100 Personen und 2000 kg Post oder Fracht. Zwischen Hamburg und Southampton oder Marseille und Algier können 9000 kg Nutzlast oder 90 Personen befördert werden. Zwischen Travemünde und Southampton können 7,8 t Nutzlast befördert werden. Auf der Strecke Brindisi und Alexandria können 45 Fluggäste mitgenommen werden.

Wir haben eingehende Untersuchungen angestellt über die Unkosten, welche durch den Betrieb des Flugschiffes entstehen. Wir sind dabei ausgegangen von einer vollkommenen Abschreibung der Zelle nach 5000 Betriebsstunden und der Motoren nach 1000 Betriebsstunden. Die Betriebsmittelkosten (Benzin und Öl) wurden angenommen mit RM. 0,49 für das kg, die Versicherungsprämie für 1 Jahr mit 16% des Nennwertes. Unter Berücksichtigung aller sonstiger in Frage kommender Faktoren, jedoch ohne Verzinsung des Anlagekapitals, sind wir je nach der Länge der ohne Zwischenlandung zu befliegenden Strecke auf einen Kostenbetrag von RM. 15 bis 18 für den Betriebskilometer des Flugschiffes Do. X gekommen. Der Tonnenkilometer stellt sich bei einer Streckenlänge von 1000 km und einer jährlichen Flugleistung von 75000 km auf etwa RM. 2,—. Bei einer Strecke von 500 km und 55000 km Jahresleistung sinkt der Tonnenkilometer auf RM. 1,50.

VII. Ausblick.

Auf dem Schaubilde (Abb. 41) ist die Steigerung der Zuladefähigkeit von Flugzeugen innerhalb des Zeitraumes von 1916 bis 1929 dargestellt. Von 1918 bis 1928, also innerhalb von 10 Jahren, ist die Zuladung von 3700 kg auf 7500 kg gestiegen. Es hat also einer Zeit von 10 Jahren bedurft, um eine Steigerung von 100% gegenüber dem Jahre 1918 zu erreichen. Das Flugschiff Do. X bringt die Zuladung mit einem Schlage von 7500 kg auf 22000 kg, verdreifacht also die Höchstzuladung von 1928 im Jahre 1929.

Kann man angesichts dieses Diagramms Zweifel hegen, daß wir in weiteren 10 Jahren bei Zuladungen von 100 t oder noch mehr angelangt sein werden? Ich glaube nicht. Das Luftmeer wird uns keine neuen unbekannten Schwierigkeiten entgegenstellen.

Durch den Bau des Flugschiffes Do. X ist der Nachweis erbracht, daß die Vergrößerung der Abmessungen das Baugewicht nicht in dem ungünstigsten Sinne beeinflußt, wie dies früher von vielen Autoren angenommen wurde. Die statischen Aufgaben und insbesondere die Dimensionie-

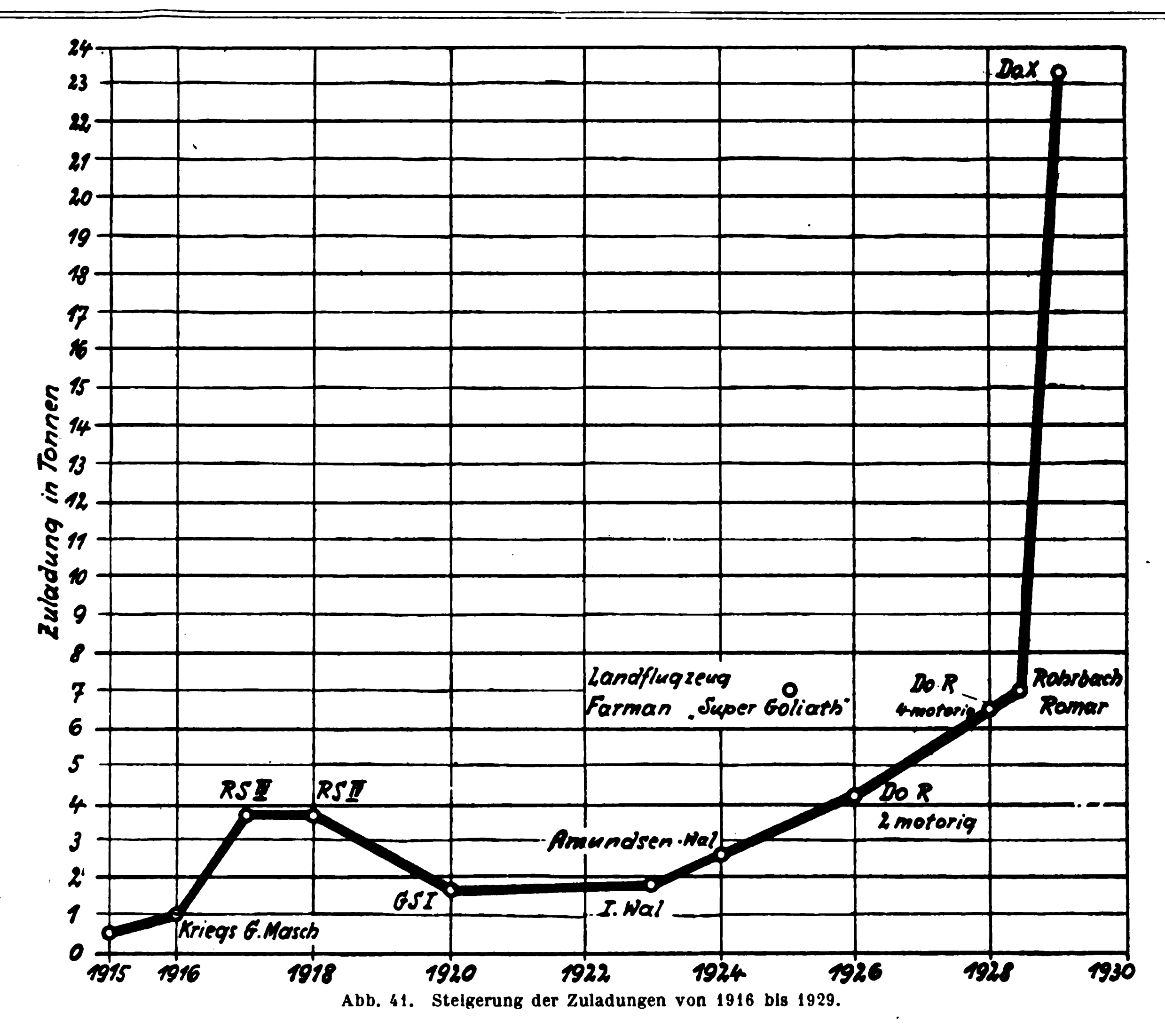


Abb. 41. Steigerung der Zuladungen von 1916 bis 1929.

rung der Bauglieder vereinfachen sich mit dem Wachsen der Kräfte. Alles wird handlicher, leichter zugänglich und billiger. Der Anteil von Ausrüstung, Instrumentierung, Reserveteilen, Besatzung, Bedienung und Sicherheitseinrichtungen am Gesamtgewicht der Zelle nimmt mit wachsenden Dimensionen rasch ab.

Allein die Entwicklung der Motoren scheint nicht Schritt zu halten mit den Fortschritten im Bau der Zellen.

Aber gerade hier, glaube ich, wird das Flugschiff einen neuen Impuls geben. Zunächst wird es im zivilen Luftverkehr vielleicht gar nicht immer möglich sein, die volle Zuladefähigkeit des neuen Verkehrsinstrumentes auszunützen. Lassen sie uns aber doch einige Hunderte oder gegebenenfalls sogar Tausende von Kilogrammen unseres Überflusses an Zuladefähigkeit dazu benützen, das Gewicht der Motoren und damit ihre Betriebssicherheit zu erhöhen und ihren Verbrauch zu senken oder dem Bootskörper eine noch höhere Widerstandsfähigkeit zu verleihen! Wir tun damit scheinbar einen Schritt zurück, aber in Wirklichkeit machen wir den Anfang dazu, die zivile Luftfahrt zu einer seriösen Angelegenheit zu machen.

Die Luftfahrt leidet heute sehr darunter, daß man allgemein behauptet, weiter zu sein, als man es in Wirklichkeit ist. Wir gehen von Spitzenleistungen aus, verallgemeinern sie und verlangen von Zelle, Motoren und Menschen weit mehr, als sie vernünftigerweise hergeben können.

Hier muß eine rückläufige Entwicklung eintreten. Die Vergrößerung der Dimensionen gibt uns ein Mittel an die Hand, unsere Anforderungen an Menschen und Material herabzusetzen und doch noch im Bereich des Wirtschaftlichen zu bleiben.

Ich bin am Schluß meiner Ausführungen angelangt. Wenn ich heute zurückblicke auf die Schwierigkeiten, welche sich dem Unterfangen, das erste »Flugschiff« zu bauen, entgegenstellten, so muß ich bekennen, daß die technischen Hemmungen relativ klein waren, im Vergleich mit den finanziellen und ganz besonders mit den moralischen Widerständen, die zu überwinden waren.

Das Schlagwort von dem »zu großen Sprunge« hat mir viel zu schaffen gemacht, und nachdem der Wurf gelang, taucht die neue Phrase auf, daß das Flugschiff der »Zeit und dem Bedürfnis« vorauseile.

Das Flugschiff Do. X wäre selbstverständlich niemals gebaut worden, wenn ich nicht die absolute Überzeugung gehabt hätte, daß es sich um eine folgerichtige Weiterentwicklung handle, die gestützt auf unsere 15jährigen Erfahrungen und die Hilfsmittel moderner Forschung und Wissenschaft kein größeres Risiko in sich barg als jede andere bedeutende Ingenieur-Schöpfung.

Ich bin mir bewußt, daß noch ein weiter und dornenvoller Weg zu gehen ist, um dem neuen Verkehrsmittel seinen Platz an der Sonne zu sichern. Ich weiß aber, daß, nachdem die Tat vollbracht, heute schon das »Bedürfnis« entstanden ist. Nicht jenes, meist künstlich erzeugte und durch Subventionen am Leben erhaltene, das wir heute Luftverkehr nennen, sondern das wahre, den Notwendigkeiten des Lebens entstammende Bedürfnis, das die Wirtschaftlichkeit implizite enthält.

Allem Anscheine nach wird wohl das Ausland zuerst die Früchte unserer Arbeit ernten, das verhindert aber nicht, daß in späteren Jahren auch unser liebes Vaterland Nutzen ziehen wird aus der Erbauung des ersten »Flugschiffes«.

II. Entwicklung des Junkers-Ölflugmotors.

Vorgetragen von Joh. Gasterstädt.

I. Geschichtlicher Vorgang der Entwicklung.

Beginn der Arbeiten.

Die Arbeiten von Junkers am Ölflugmotor reichen heute etwa zwei Jahrzehnte zurück, wenn wir sie bis auf die ersten Ideen und ausgeführten Entwürfe verfolgen. Aus ihnen hat sich seitdem — im Auf und Nieder des Versuchens und im Ringen um die endliche Gestaltung — der Motor bis zu seiner heutigen Form entwickelt. Zwei Jahrzehnte sind am Tempo der Flugtechnik gemessen eine lange Zeitspanne. Aber es waren ja nicht nur technische Schwierigkeiten zu überwinden, wirtschaftliche Möglichkeiten mußten geschaffen werden und waren oft ebenso zeitbestimmend. Wenn wir die Hauptetappen dieses Weges, soweit sie zum Verständnis hier Erwähnung verdienen, verfolgen, so sehen wir vor allem den gewaltigen, vorwärtstreibenden Impuls der ersten Kriegsjahre, und anderseits den lähmenden Niedergang der Arbeiten in der ersten Nachkriegszeit.

Vor- und Nachteile des Diesel- und Schweröl-betriebes.

Den Ansporn zu diesen Arbeiten bildeten die grundsätzlichen Vorteile des Dieselmotors gegenüber dem Vergasermotor, die, soweit sie uns heute schon als Tatsachen und nicht nur als Zukunftserwartungen erscheinen, kurz zusammengefaßt seien:

1. Der Dieselmotor setzt von allen bekannten Verbrennungskraftmaschinen die Brennstoffenergie am vollkommensten in mechanische Arbeit um, erreicht daher bei höchstem Wirkungsgrad den kleinsten Brennstoffverbrauch. Mit der Verminderung des Brennstoffverbrauches steigen aber vor allem Aktionsradius und Nutzlast des Flugzeuges. Außerdem ist der Raumbedarf des Schweröles infolge seines höheren spezifischen Gewichtes um etwa 12% geringer und die schwierige Unterbringung großer Brennstoffmengen im Flugzeug entsprechend erleichtert. Probleme des Fernluftverkehrs warten hier ihrer Lösung!

2. Schweröl als Brennstoff verringert die Brandgefahr im gesamten Flugbetrieb. Es sei nur hingewiesen auf die dadurch erleichterte Lagerung, den Transport und die Hantierung am Boden, auf den Wegfall von Vergaserbränden, auf die verringerten Gefahren bei Bruchlandung oder feindlicher Einwirkung.

3. Schweröl kostet nur ⅓ so viel wie Leichtöl und ist in viel größeren Mengen erzeugbar. Unterschiede in der Zusammensetzung des Öles, je nach seinem Ursprung, sind viel weniger verhängnisvoll auf den Motorlauf als beim Leichtöl. Daher ist seine Einführung von nicht zu unterschätzender wirtschaftlicher Wirkung.

Darüber hinaus ist zu hoffen, daß der Dieselmotor in seinem maschinellen Aufbau nicht nur einfacher, sondern auch im Betrieb unempfindlicher als der Vergasermotor wird, der im Hinblick auf die Vergaser- und Zündanlage beim Übergang zu noch größeren Leistungseinheiten immer schwierigere Aufgaben stellt.

Diesen Vorteilen des Ölmotors standen aber anfangs außerordentliche Schwierigkeiten entgegen, denn der Flugmotor verlangt extremen Schnellauf und Leichtbau.

Die Erfüllung dieser beiden Forderungen, Schnellauf und Leichtbau, ist beim Dieselmotor grundsätzlich schwieriger, denn:

Erstens bietet die zur restlosen Verbrennung erforderliche vollkommene Brennstoffaufteilung, d. h. Gemischbildung im Zylinder der Dieselmaschine viel größere Schwierigkeiten, weil hierzu eine verhältnismäßig viel kürzere Zeit zur Verfügung steht, etwa nur der 10. Teil wie beim Vergasermotor. Daher die Schwierigkeiten beim Schnellauf.

Zweitens arbeitet das Dieselverfahren mit höheren Kompressions- und Verbrennungsdrücken als der Vergasermotor, so daß das Kurbeltriebwerk bei gegebenen Zylinderabmessungen spezifisch schwerer ausfällt. Daher Schwierigkeiten beim Übergang zum extremen Leichtbau.

Arbeitsverfahren und konstruktiver Aufbau des Junkers-Motors.

Das Arbeitsverfahren des Junkers-Motors ergab nun von vornherein eine Reihe wichtiger Hilfsmittel, um eine hohe Zylinderleistung zu erreichen und die erforderliche rasche und vollkommene Verbrennung auch für den extremen Schnellauf mit Sicherheit zu beherrschen.

Abb. 1. Grundsätzlich und entscheidend ist dabei der Übergang vom Viertakt auf das Zweitaktverfahren, das beim Vergaserflugmotor wegen der ungelösten Spül- und Regelvorgänge praktisch nicht durchführbar war.

In jedem Zylinder des Motors arbeiten je zwei Kolben in gegenläufiger Bewegung, von denen der Spülkolben den Eintritt der Frischluft und der Auspuffkolben den Austritt der Verbrennungsgase durch Freilegen der entsprechenden Zylinderschlitze steuert.

Besonders wichtig für den Schnellauf ist dabei die Beeinflussung der Spülluftbewegung zum Zwecke der gründlichen Durchmischung von Luft und Brennstoff. Durch eine gewisse Schrägstellung der Spülschlitze wird eine lebhafte Spiralbewegung des Spülluftstromes erzeugt. Gleichzeitig sind beim Flugmotor diese Schlitze aufgelöst in eine große Anzahl von Spüllöchern, durch die die innere Turbulenz des Luftstromes wesentlich erhöht wird (Abbildung links).

Während des Verdichtungs- und Arbeitshubes erhalten sich die Wirbelzüge in dem rein zylindrischen Hubraum (Abbildung mitte).

In diese rotierende und wirbelnde Luftscheibe wird am Ende des Verdichtungshubes der Brennstoff gut zerstäubt und möglichst über den Brennraum gleichmäßig verteilt eingespritzt. Die Einspritzung erfolgt ohne Einblaseluft mittels Flüssigkeitspumpen, die den Brennstoff durch offene Düsen unmittelbar in den Verbrennungsraum drücken. Von entscheidender Wichtigkeit für den Schnellauf ist hierbei die Aufteilung des Brennstoffes auf mehrere Düsen.

Soviel zunächst über das Arbeitsverfahren. Aus ihm heraus ergibt sich der konstruktive Aufbau des Motors. (Abb. 2).

Durch eine grundlegende Umgestaltung des Triebwerkes wurde die Anpassung an den Schnellauf vollzogen. Abb. 2 zeigt links das Triebwerk der stationären Maschine, Bauart Junkers, den Einwellenmotor, rechts den Schnelläufer als Zweiwellenmotor. Durch diese letztere Anordnung entfielen die langen Triebwerksstangen zwischen den einzelnen Zylindern, so daß das Triebwerksgewicht und der Raumbedarf des Motors in der Längsrichtung auf das erforderliche Mindestmaß beschränkt wurde. Die Einwellen-



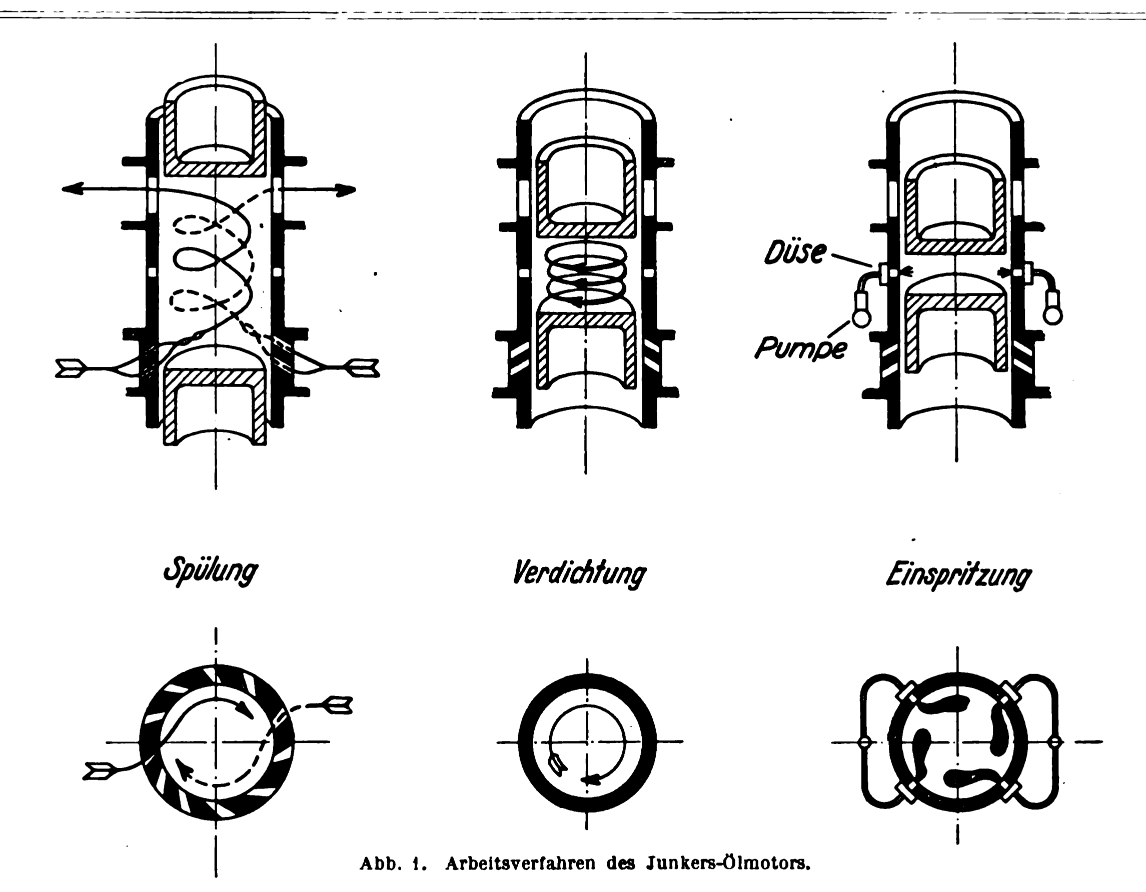


Abb. 1. Arbeitsverfahren des Junkers-Ölmotors.

maschine mit gegenläufigen Kolben entwickelte sich erst viel später zum Schnelläufer kleiner Leistung und kleiner Zylinderzahl, und zwar ging (Abb. 3) diese Entwicklung von der großen Schiffsmaschine zur ortsfesten Maschine mittlerer und kleiner Leistung und in den letzten Jahren zum Fahrzeug-Dieselmotor.

Hauptetappen bis zum heutigen Motor.

Doch zurück zum Ölflugmotor. Mit dem Übergang 1. zum Zweiwellensystem, 2. zur luftlosen Einspritzung und 3. zur Spiralspülung sind alle grundsätzlichen Schritte, die zum Junkers-Flugmotor führten, gekennzeichnet. Es ist erstaunlich, daß wir diese im ersten Motor von 1915 bereits, d. h. vor 14 Jahren verwirklicht finden.

Als Beispiel folgt in Abb. 4 ein Dokument aus dem Jahre 1914, das auf Grund von Messungen an der Maschine die Überlegenheit der Spiralspülung feststellt. Danach wurde der Brennstoffverbrauch von 175 auf 159 gr/$PS_i \times h$ verbessert! und ebenfalls nur als Dokument Abb. 5 den ersten Junkers-Ölflugmotor im Jahre 1914/15. Beachtenswert ist die liegende Bauart — gewählt, weil der horizontale Einbau in den Flügel eines Großflugzeuges vorausgeplant war.

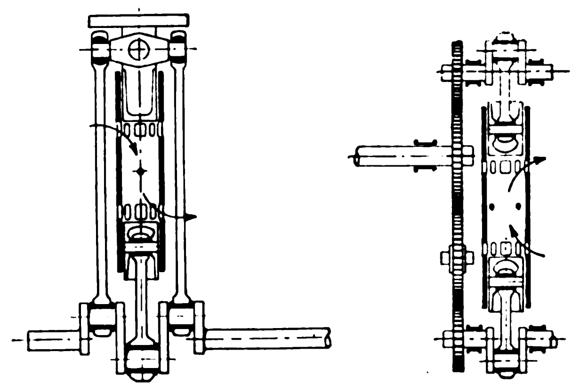


Abb. 2. Triebwerk des Ein- und Zweiwellenmotors.

Die Versuche mit diesem Motor zeigten wohl die Brauchbarkeit des Arbeitsverfahrens, aber auch die ganze Unvollkommenheit der neuartigen Ausführung. Jahrelange, mühsame Kleinarbeit war zu leisten bis zu seiner Betriebsreife.

Unter dem immer stärker werdenden Druck, der während des Krieges auf der Flugmotorenentwicklung lastete, entschloß sich Junkers daher zu einer Zwischenlösung, die rascher zu einem praktisch verwertbaren Erfolg führen sollte.

Der Zweitakt-Zweiwellen-Motor an sich bot nicht so große Ausführungsschwierigkeiten, wie speziell das Dieselverfahren mit seinen hohen Verbrennungsdrücken und der Schweröl-

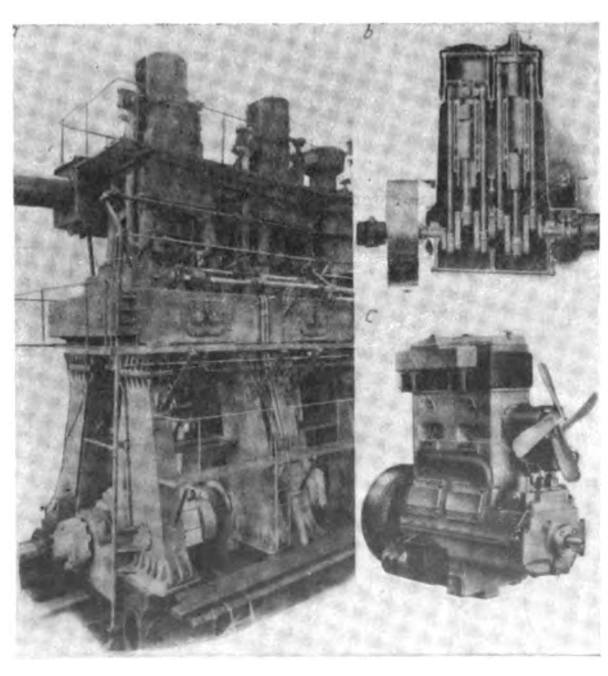
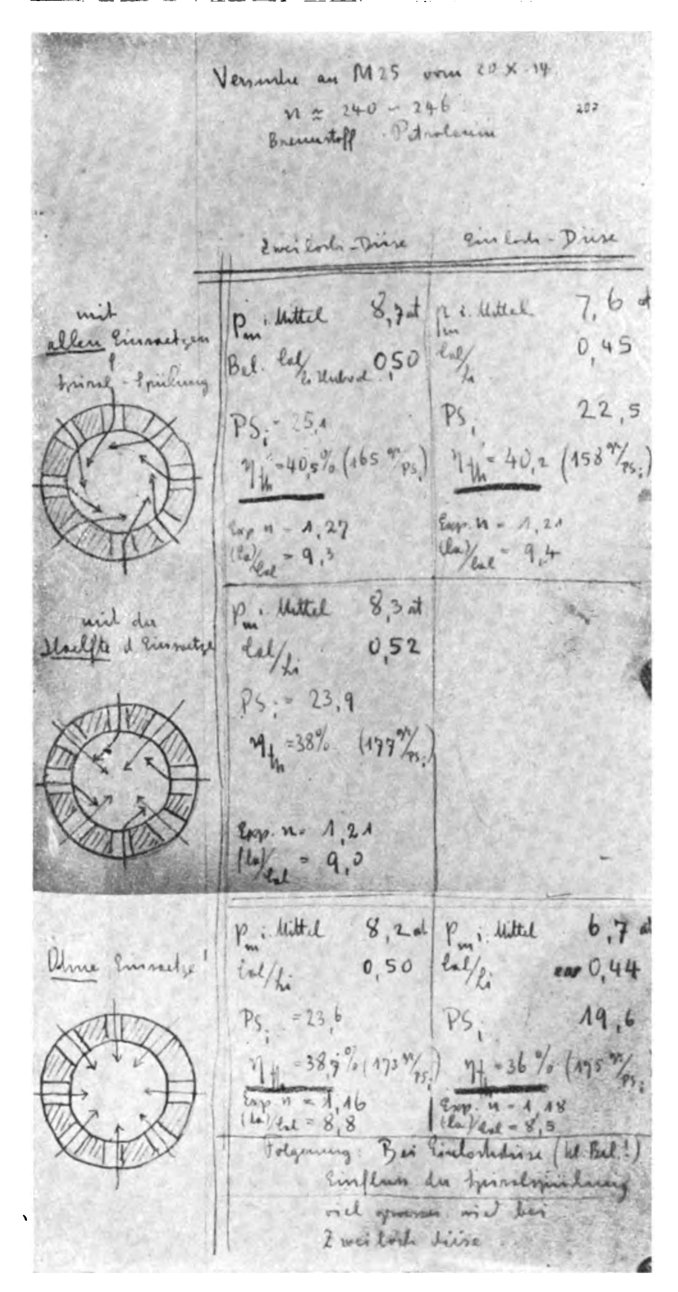


Abb. 3. Entwicklung Einwellenmotor a) Schiffsmotor, b) ortsfest, c) Fahrzeugmotor.



Versuche an M 25 vom 20. X. 14
n ≈ 240 – 246
Brennstoff: Petroleum

	Zweiloch-Düse	Einloch-Düse
mit allen Einsätzen (Spiral-Spülung)	p_m i. Mittel 8,7 at; Bel. 0,50; PS_i = 25,4; η_{th} = 40,5% (165 g/PSi); Exp. n = 1,27; 9,3	p_m i. Mittel 7,6 at; 0,45; PS_i 22,5; η_{th} = 40,2 (158 g/PSi); Exp. n = 1,21; 9,4
mit der Hälfte d. Einsätze	p_m i. Mittel 8,3 at; 0,52; PS_i = 23,9; η_{th} = 38% (177 g/PSi); Exp. n = 1,21; 9,0	
Ohne Einsätze	p_m i. Mittel 8,2 at; 0,50; PS_i = 23,6; η_{th} = 38,9% (173 g/PSi); Exp. n = 1,16; 8,8	p_m i. Mittel 6,7 at; 0,44; PS_i 19,6; η_{th} = 36% (175 g/PSi); Exp. n = 1,18; 8,5

Folgerung: Bei Einlochdüse (kl. Bel.!) Einfluss der Spiralspülung viel geringer wie bei Zweiloch-Düse.

Abb. 4. Spülversuche im Jahre 1914.

einspritzung mit ihrer minutiösen Zerstäubung unter höchstem Druck. Daher wurde ein Betrieb mit Leichtöl versucht — bei niedriger Verdichtung und Fremdzündung, aber im Zweitaktverfahren mit direkter Einspritzung des Benzins in den Verbrennungsraum. Abb. 6 zeigt den Motor

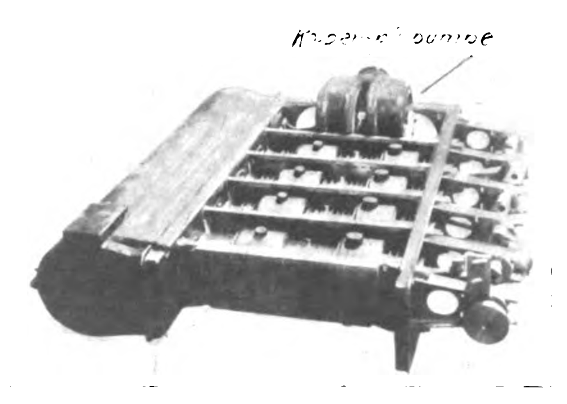


Abb. 5. Zweiwellenmotor »Mo 3«. Baujahr 1915.

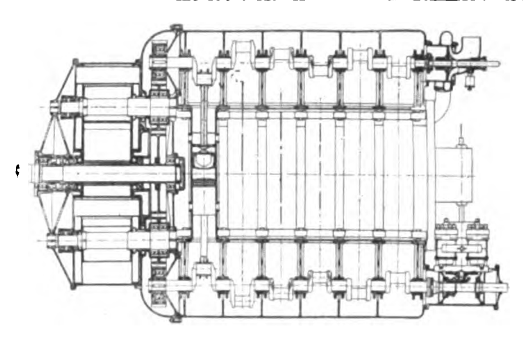


Abb. 6. Zweiwellenmotor »F O 2«, Baujahr 1916.

des Baujahrs 1916, an dem im Hinblick auf die spätere Entwicklung hauptsächlich das Kapselgebläse statt der früheren Kolbenluftpumpe interessiert. Die Betriebsreife dieses Motors war bei Kriegsende fast erreicht und die Erfahrungen bilden noch heute eine wichtige Grundlage des Ölmotors. Aber die vorhandenen Motoren mußten auf Grund des Versailler Vertrages damals zerstört werden.

Erst 6 bis 7 Jahre später, nachdem der Junkerssche Flugzeugbau erneut aufgeblüht war, der Luftverkehr sich entwickelte und der Junkers-Dieselmotorenbau mit den ersten stationären Maschinen praktische Erfolge erzielte, waren endlich die wirtschaftlichen Bedingungen wieder geschaffen, um die Arbeiten am Ölflugmotor tatkräftig von neuem aufzunehmen.

Man muß sich den Stand der Dieselmotorentechnik vom Jahre 1923/24 vergegenwärtigen, um die Spanne, die hier noch zu überbrücken war, zu ermessen. Während damals schon Vergasermotoren von 400 bis 500 PS bei 1 kg/PS_e Leistungsgewicht praktisch erprobt waren, war die Basis für den Junkersmotor die ortsfeste HK-Maschine mit etwa 30 kg/PS_e (Abb. 7). Die Zahlentafel zeigt, welche Leistungssteigerung mit der Aufnahme des Ölflugmotors erfolgte. Zum Vergleich ist auch der Fahrzeugmotor mit herangezogen. Die Angaben beziehen sich für alle 3 Motortypen auf die Dauerleistung.

Die erste Zeile gibt die Literleistung des Motors in PS/l Hubvolumen. In ihr zeigt sich die grundsätzliche Überlegenheit des Zweitaktes, da dieser Wert von 21 PS/l bereits die besten heutigen Vergaserflugmotoren erreicht bzw. übertrifft und ebenso ist die Kolbengeschwindigkeit nicht niedriger. Endlich gibt die dritte Zeile das Leistungsgewicht in kg/PS_e. Das Gewicht wurde zunächst bis auf $^1/_{20}$ des ortsfesten Motors herabgemindert.

Diese Schritte erfolgten nun im Jahre 1924 auf 25 nicht etwa an einem Versuchsmotor kleiner oder mittlerer Leistung, sondern mit einem 700 bis 800pferdigen Ölmotor, dem »F O 3« (Abb. 8), dessen Größe weit über der damals erprobter Vergaserflugmotore lag. Nicht Unterschätzung der dadurch gesteigerten Anfangsschwierigkeiten

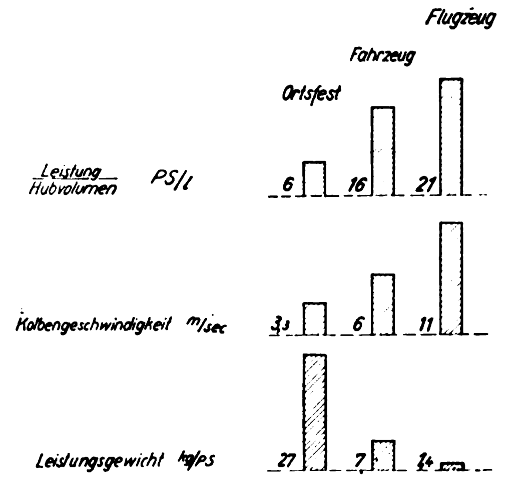


Abb. 7. Entwicklung vom ortsfesten zum Flugmotor.

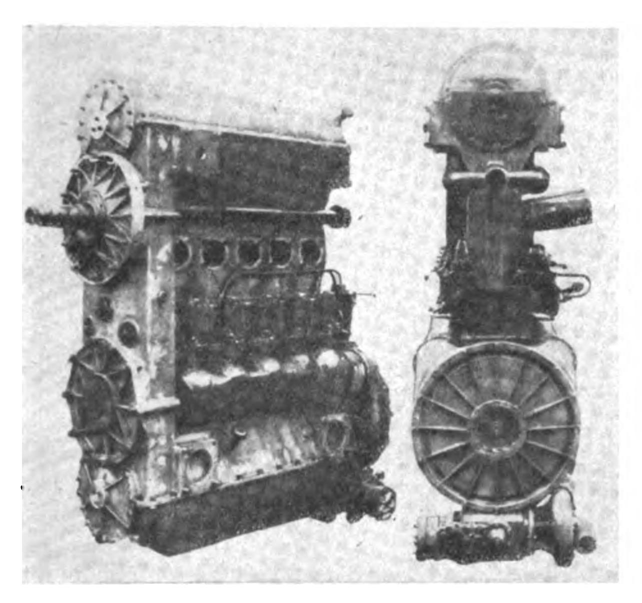


Abb. 8. Ölflugmotor »F O 3«, Baujahr 1926.

veranlaßte Junkers zu diesem Entschluß, sondern die Erkenntnis, daß der Ölmotor der Motor für das kommende Großflugzeug des Luftverkehrs werden muß, und daß mit der Entwicklung in dieser Richtung nicht früh genug begonnen werden konnte. Denn die Elemente des Großmotors bedürfen einer anderen Durchbildung und Erprobung und erfordern viel längere Entwicklungszeiten als kleine und mittlere Einheiten.

Der Motor weicht in seiner gesamten Konstruktion wesentlich von den Kriegszeitmotoren ab. Die früheren Erfahrungen und grundsätzlich neue Überlegungen kommen darin zum Ausdruck.

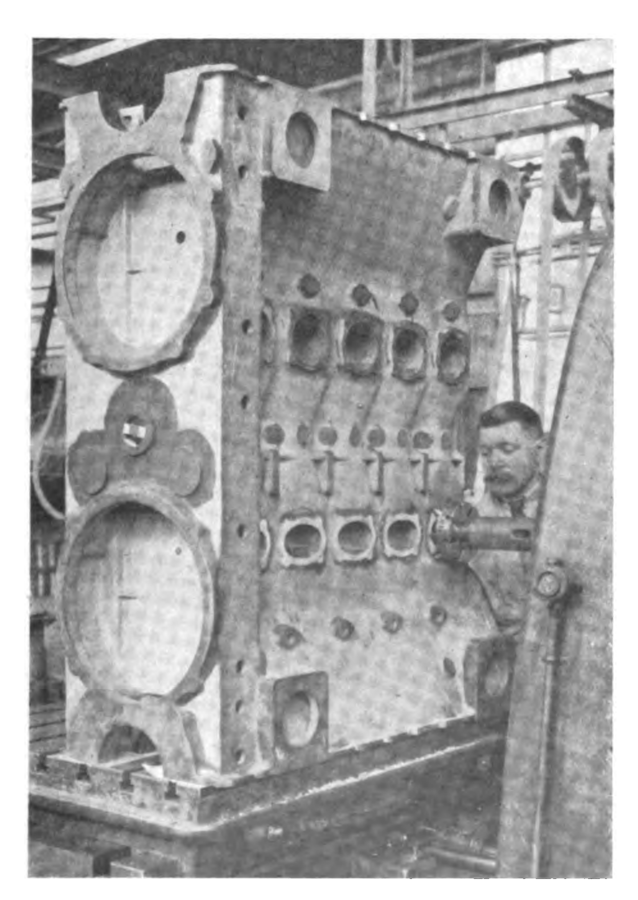


Abb. 9. Motorgehäuse »F O 3«.

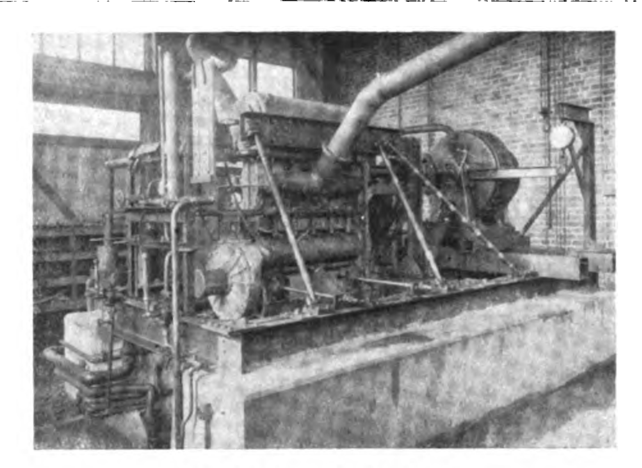


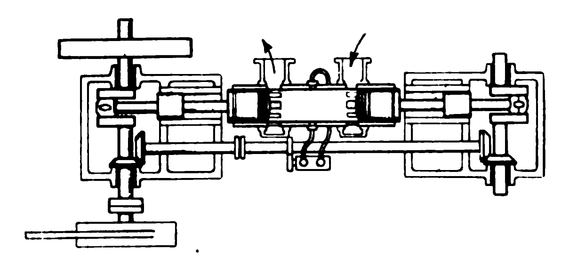
Abb. 10. Versuchs-Prüfstand.

Wir sehen, daß die liegende Bauart zunächst wieder aufgegeben ist, zugunsten der stehenden, die mit ihrer hohen, aber schmalen Stirnfläche eine sehr günstige Anordnung vor dem Rumpf heute bereits vorhandener Flugzeuge bei hoher Lage des Propellers ermöglichte. Ferner ist an Stelle des Kapselgebläses vom Jahre 1916 ein Turbogebläse zur Erzeugung der Spülluft getreten, das vom hinteren Ende der unteren Kurbel angetrieben, die Luft zu beiden Seiten des Motors den Zylindern zuführt.

Der wichtigste konstruktive Schritt war jedoch der Übergang zu dem in einem einzigen Block mit dem Getriebekasten gegossenen Motorgehäuse. (Abb. 9.) Dieser Schritt erfolgte mit Rücksicht auf die Festigkeit und Genauigkeit des gesamten Verbandes zwischen Zylindern und Triebwerk.

Das große Gehäuse, das 5 Zylinder im Block vereinigt, stellte allerdings große Anforderungen an die Gießtechnik der Leichtmetallgießerei. Es mußte ein sehr fester, absolut dichter und blasenfreier Guß sein, außerdem korrosionsfest mit Rücksicht auf den Wasserdurchlauf.

Es war für Junkers damals sehr schwierig, in Deutschland ein solches Gehäuse überhaupt zu erhalten und es ist das Verdienst der Firma Rautenbach in Solingen, in jahrelanger Zusammenarbeit mit Junkers die Gußtechnik für die großen Ölmotorengehäuse entwickelt zu haben. Heute bestehen gegen solche Gehäuse mit 6 und mehr Zylindern keine Bedenken mehr, auch nicht gegen eine serienmäßige Her-



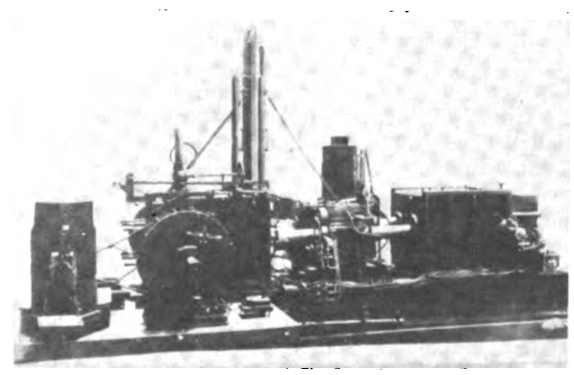


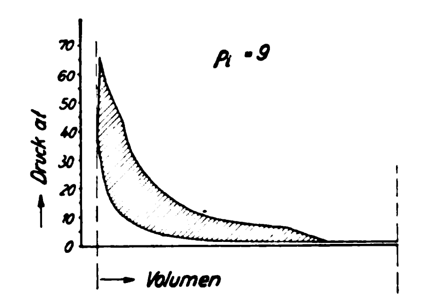
Abb. 11. Einzylinder-Versuchsmaschine.

stellung unter Einhaltung der Qualität und Maßhaltigkeit, wie sie im Flugmotorenbau bei kleinster Wandstärke gefordert werden.

Als Material wurde von Anfang an Silumin in einer auf Vorschlag von Junkers entwickelten Sonderlegierung verwendet. Diese ist hervorragend gießfähig und gibt bei einem spezifischen Gewicht von nur 2,65 gute Festigkeit, Dichtheit und Korrosionsbeständigkeit.

Der erste Motor »F O 3« kam Mitte des Jahres 1926 zur Erprobung auf den Prüfstand (Abb. 10). Man erkennt die ersten Versuche einer Strebenaufhängung des Motors, die später im Flugzeug große Vorteile bot.

3 Monate nach Inbetriebnahme gelang es zum erstenmal aus dem Motor eine Höchstleistung von 830 PS effektiv bei 1200 Touren und 8,3 at mittlerem Druck während eines halbstündigen Laufes herauszuholen. Das Leergewicht des kompletten Motors betrug dabei etwa 930 kg. So kurz die Laufzeit erscheinen mag, so wichtig war damals das Ergebnis. Man wußte jetzt, das gesteckte Ziel war auf dem eingeschlagenen Wege erreichbar. Die nächste Aufgabe hieß, die Elemente des Motors genügend betriebssicher durchzubilden. Denn jeder neue Motor zeigt eine Menge Kinderkrankheiten, und ein 800 pferdiger Flugmotor kann in solchem Kindheitsstadium ein recht ungemütlicher Bursche werden.



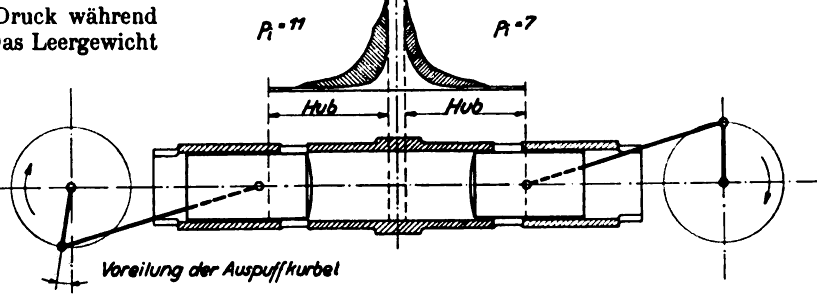


Abb. 12. Arbeits-Diagramm des Doppelkolben-Zweitakt-Motors.

Am Motor F O 3 machte sich ein gewisser grundsätzlicher Mangel der 5-Zylinder-Bauart durch unvollkommenen Ausgleich der Fliehkraftmomente im Triebwerk recht unangenehm bemerkbar. Deshalb erfolgte verhältnismäßig rasch, nämlich ein Jahr später, der Übergang zum 6-Zylinder-Motor, dem heutigen »F O 4«, dessen Abmessungen proportional etwas verkleinert waren, entsprechend einer Zylinderbohrung von 120 mm gegen 140 mm Dmr. beim 5-Zylinder-Motor.

Gleichzeitig neben dem Bau dieser Motoren liefen zahlreiche Versuche, unterteilt nach den Einzelproblemen des Arbeitsverfahrens und des Leichtbaues, für deren Durchführung zwei besondere Ein-Zylinder-Versuchsmaschinen zur Verfügung standen (Abb. 11).

II. Beherrschung des Verbrennungsvorganges im Motor.

Die Spülung.

Auf die Ergebnisse, zunächst auf die Untersuchung des Arbeitsverfahrens sei im folgenden näher eingegangen.

Die Versorgung der Zylinder mit Frischluft. Sie muß nicht nur äußerst rasch und vollkommen, sondern auch mit einem Minimum an Arbeitsaufwand erfolgen. Das erfordert kurze, große Leitungen zwischen Gebläse und den Zylindern und vor allem große Durchlaßquerschnitte in den steuernden Kanälen. Man kann diese nun beim Zweitakt beliebig weitgehend vergrößern — aber nur auf Kosten der im Zylinder eingeschlossenen Frischluftmenge. Im Interesse einer möglichst großen Zylinderleistung ist man daher bemüht, sich bei günstigster Spülwirkung ein möglichst großes Ladevolumen des Zylinders zu erhalten (Abb. 12).

Die Abbildung zeigt das Arbeitsdiagramm des Zweitaktmotors, d. h. den Druckverlauf über dem eingeschlossenen Volumen. Dieser Arbeitsvorgang wird gesteuert durch die gleichzeitige Bewegung beider Kolben. Besonders wichtig für den Schnelläufer ist dabei die gründliche Entspannung der Verbrennungsgase durch rechtzeitiges Voröffnen der Auspuffschlitze, ehe der Spülkolben den Eintritt der Frischluft freilegt. Zur Vergrößerung dieses Vorauslasses besitzt der Zweiwellenmotor ein sehr wirksames und einfaches Mittel, indem man die Kurbel auf der Auspuffseite etwas vorauseilen läßt. Dadurch öffnet der Auslaß nicht nur früher, sondern die Spülschlitze schließen auch entsprechend später, eventuell nach Schluß der Auspuffschlitze, und füllen dabei den Zylinder (mit Frischluft) bis auf Spüldruckhöhe.

Um eine Vorstellung von den Größenverhältnissen der Steuerorgane beim Schnelläufer zu geben, ist (Abb. 13) einmal der Vergleich zwischen der Steuerung des bekannten Viertakt-Vergasermotors Junkers-L 5 und dem Ölmotor gezogen worden. Alle Werte sind in der Abbildung auf »gleiches Hubvolumen und gleiche Drehzahl« als Vergleichsbasis umgerechnet.

Für beide Motoren ist im Diagramm über der Zeit, d. h. dem Kurbelwinkel, der freigelegte Steuerquerschnitt dargestellt. Während beim Viertakt für Ausschieben der Abgase und Ansaugen etwa 440° des Kurbelweges zur Verfügung stehen, beträgt diese Zeit beim Zweitakt nur etwa 150°, d. h. ein Drittel. Dafür ist der freigelegte Steuerquerschnitt beim Zweitakt ein Vielfaches und das Öffnen und Schließen erfolgt ungleich viel rascher. Deutlich erkennt man beim Zweitakt den Einfluß des Voreilwinkels auf die Versetzung des Auspuff- und Spülvorganges.

Maßgebend für eine gute Füllung der Zylinder ist das Produkt aus Steuerquerschnitt × Zeit, d. h. der Flächeninhalt im Steuerdiagramm. Diese Werte sind in der nächsten Spalte als Strecken dargestellt, getrennt für Einlaß und Auslaß. Die Zahlen an sich geben genügend Aufschluß über die Größenverhältnisse, vor allem den großen Auslaßquerschnitt des Zweitaktes.

Die mit den Steuerpunkten festgelegten Raumverhältnisse (zu unterst in der Abbildung) beziehen sich auf gleiches Hubvolumen. Man sieht vor allem, daß beim Zweitakt ein größerer Verlust an Ladevolumen (72% gegen 92% beim Viertakt) in Kauf genommen werden muß mit Rücksicht auf beste Spülung.

Es darf aber nicht vergessen werden, daß diese Zahlen beim Zweitakt verdoppelt werden müssen, wenn man für einen bestimmten mittleren Druck die Zylinderleistung bestimmt. Das ergibt in unserem Fall 55% Mehrleistung beim Zweitakt bezogen auf das Zylindervolumen.

An der Einzylinder-Versuchsmaschine veränderte man nun planmäßig die Größe der Steuerkanäle, den Voreilwinkel der Auspuffkurbel und den Vorauslaß, die Schrägstellung der Spülkanäle und die Höhe des Spüldruckes und beobachtete und maß den Einfluß auf den Brennstoffverbrauch und die maximal erreichbare Leistung.

Als Beispiel für diese Untersuchungen diene das folgende Diagramm (Abb. 14), das den Einfluß der Spülluftrotation auf die Güte der Verbrennung zeigt. Nur durch Änderung des Anstellwinkels zeigt sich hier ein Leistungsgewinn von 10%.

Abb. 13. Steuervorgang bei Zwei- und Viertakt.

Durch die richtige Bemessung der Steuerquerschnitte und richtige Luftführung gelang es, den Spüldruck bei voller Motorleistung bis auf 0,2 at herunterzubringen, ohne daß dabei die Verbrennung verschlechtert wurde.

Die Einspritzung.

Hand in Hand mit den Maßnahmen zur Verbesserung der Luftführung ging die Vervollkommnung der Brennstoffeinspritzung.

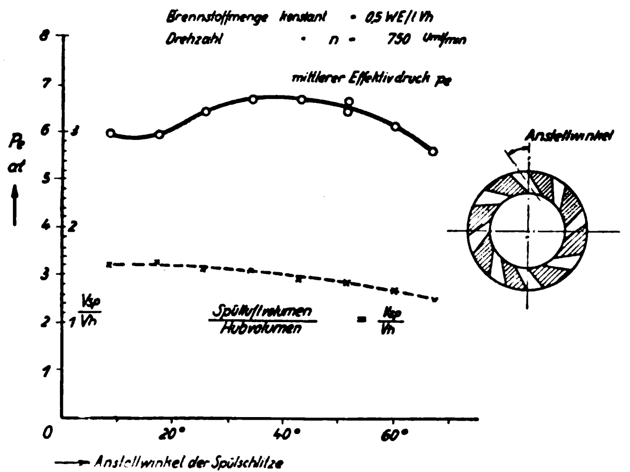


Abb. 14. Einfluß der Rotation der Spülluft auf Verbrennung.

Hier lautete die Aufgabe — physikalisch gesprochen —, daß jedes kleinste Brennstoffteilchen in kürzester Zeit in das ihm zugehörige Quantum Verbrennungsluft hineingebracht werden mußte. Dabei liegt die Schwierigkeit allein in der Kürze der Zeit. Beträgt diese doch z. B. beim Ölmotor, der mit 1500 Umdrehungen läuft, etwa nur noch $^1/_{1000}$ s. In dieser kurzen Zeit spielt sich der ganze von der Pumpe gesteuerte Einspritz- und Zerstäubungsvorgang ab und wiederholt sich 25 mal in jedem Zylinder in einer einzigen Sekunde. Die Mittel zur Beherrschung dieses Vorganges sind folgende:

Die Junkers-Düse löst den geschlossenen Brennstoffstrahl in einen flachen Brennstoffächer von ca. 120° Spritzwinkel auf (Abb. 15). Das Bild gibt diese Fächerform, die sich dem flachen Verbrennungsraum gut anpaßt, in ihrer Regelmäßigkeit so wieder, wie man sie bei Einspritzung in ruhende Luft gut beobachten kann.

Wesentlich vollkommener wird nun die Verteilung über den Raum, wenn man mehrere Düsen am Umfang anordnet (Abb. 16). Dabei hat man die Möglichkeit, durch Schrägstellen oder Kreuzen der einzelnen Fächerebenen die Verteilung noch wirksamer zu machen.

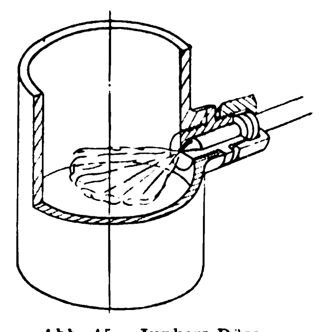


Abb. 15. Junkers-Düse.

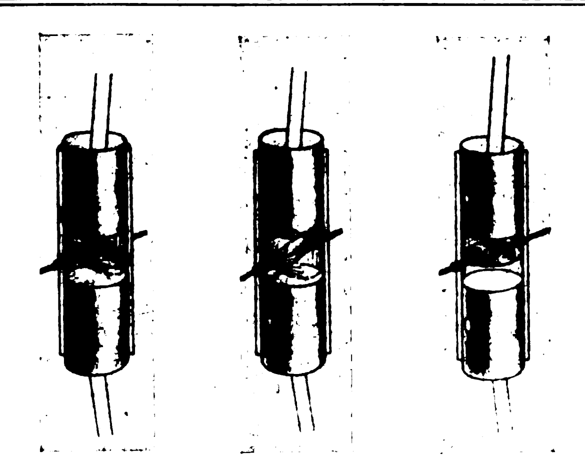


Abb. 16. Fächerstellung bei mehreren Düsen.

Für die Vollkommenheit der Verbrennung spielt der Grad der Zerstäubung, d. h. die Feinheit der Tröpfchen eine wichtige Rolle.

Ist die Zerstäubung zu grob, verbrennt das einzelne Teilchen zu langsam, übertreibt man die Zerstäubung, dann verliert der Brennstoffstrahl an Durchschlagskraft und Eindringungstiefe in den Raum.

Bei gegebener Ausführungsform der Düse wird die Stärke der Zerstäubung durch die Größe der Düsenöffnung bestimmt. Je kleiner die Öffnung, desto feiner die Zerstäubung.

Es ist nun die Frage zu stellen, mit welchen Einspritzdrücken man kurze Einspritzzeit und hohen Zerstäubungsgrad noch erreichen kann. Denn der Einspritzdruck bestimmt ganz wesentlich die bauliche Ausführung der Pumpe, der Düsen und ihrer Zuleitungen und die Betriebssicherheit und Lebensdauer aller Einspritzorgane hängen davon ab.

Allgemein kann man sagen: je kleiner die Brennstoffmenge und je kürzer die Leitung, desto günstiger sind die Druckverhältnisse bei gegebener kurzer Einspritzzeit. In dieser Beziehung ist man nun beim Ölflugmotor schrittweise so ziemlich an ein Optimum herangekommen (Abb. 17).

Die Unterteilung der Brennstoffmenge pro Zylinder auf 4 Düsen und 2 Pumpen, die unmittelbar vor den Einspritzstellen liegen, ergibt kleine Pumpen — und kurze Leitungen. Die Kürze der Düsenleitungen vermindert nicht nur den Leitungswiderstand, sondern vermeidet auch das Nachspritzen der offenen Düsen — wie es bei langen Leitungen durch Atmen oder Abreißen und Schwingen der Brennstoffsäule leicht eintreten kann.

Für diese Pumpenanlage ist nun (Abb. 18) der Einspritzdruck in den Düsenleitungen gemessen und über der Drehzahl bei verschiedener Fördermenge aufgetragen. Da im Betrieb am Motor normalerweise stets zwei Pumpen in einen Zylinder fördern, so arbeitet die einzelne Pumpe auch

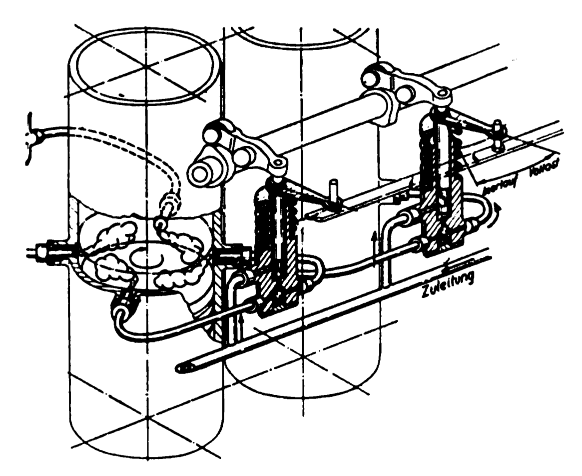


Abb. 17. Brennstoffeinspritzung.

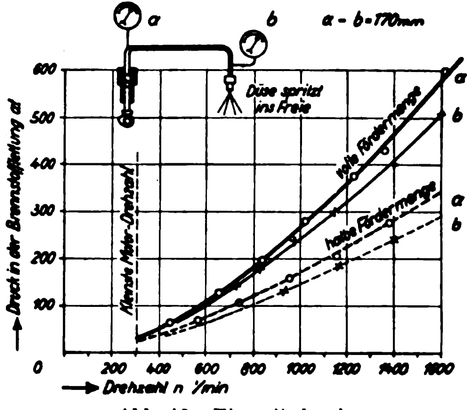


Abb. 18. Einspritzdruck.

bei voller Motorleistung nicht auf voller Fördermenge. Die hierbei erreichten Drücke sind deshalb — wie das Diagramm zeigt — gar nicht besonders hoch und werden bei ortsfesten Motoren mit langen Brennstoffleitungen oft noch höher angetroffen.

Schließlich drückt sich der Erfolg aller Maßnahmen zur Verbesserung von Spülung und Einspritzvorgang aus in der erreichbaren Motorleistung und im niedrigen Brennstoffverbrauch. In dieser Beziehung steht der Ölflugmotor nicht hinter den besten ortsfesten Dieselmaschinen zurück — ein Ergebnis, das nicht von vornherein beim Schnellläufer erwartet aber durch Erfahrungen auch an anderer Stelle bestätigt wird. Der im Diagramm (Abb. 19) sichtbare Einfluß der Drehzahl ist in erster Linie auf den Einfluß zurückzuführen, den sie auf Spüldruck- und Spülarbeit ausübt.

Die Elemente der Spülung und Einspritzung.

Ein interessantes Kapitel ist die bauliche Entwicklung der Brennstoffpumpe, die den Flugdieselmotor überhaupt nur möglich gemacht hat. Mit wachsender Anpassung an den Schnellauf und Leichtbau macht sie sich immer mehr frei von den Vorbildern des allgemeinen Pumpenbaues mit seinen vielgestaltigen und vielteiligen Elementen der Steuerung, Regelung, des Antriebes, der Abdichtung und Schmierung.

Die Forderung lautete: genaueste Förderung kleinster Brennstoffmengen gegen höchste Förderdrücke, dabei absolute Dichtheit nach innen und außen, d. h. Brennstoff darf nicht nach außen — Luft nicht nach innen —, schnellste Massenbewegung (Dauer des Nutzhubes beträgt nur $^{1}/_{1000}$ s!), kleinster Raum und kleinstes Gewicht der ganzen Pumpe, gute Einstell- und Kontrollmöglichkeit.

Die Mittel, um diese Bedingungen zu erfüllen sind

1. größte Vereinfachung der Konstruktion (wenig Elemente, einfachste Bauformen),

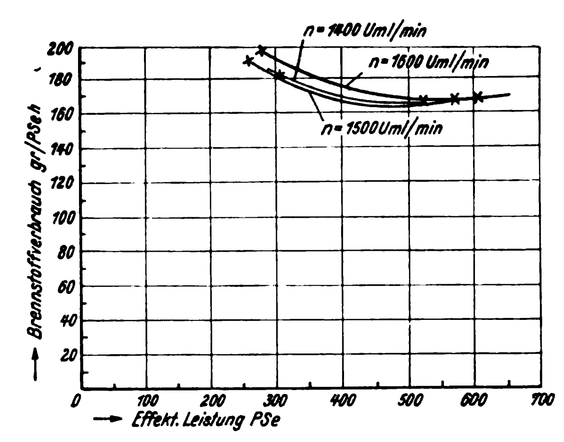


Abb. 19. Brennstoffverbrauch bei verschiedenen Drehzahlen.

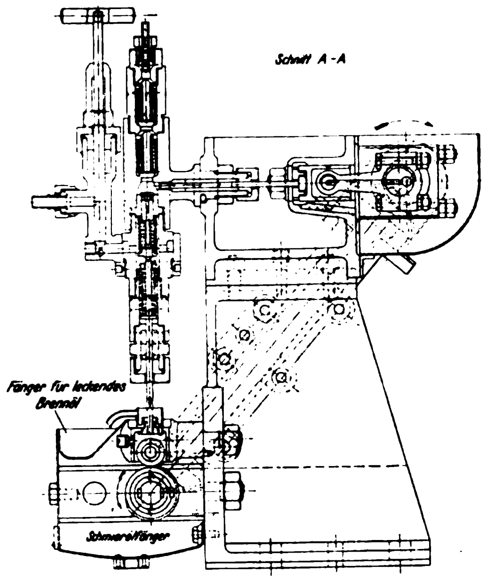


Abb. 20. Brennstoffpumpe »M O 3«, Baujahr 1914.

2. steigende Präzision in der Herstellung mit den Mitteln der Feinmechanik,

3. Züchtung von Spezialbaustoffen von höchster Druck- und Verschleißfestigkeit. Ein Blick auf das alte Dokument (Abb. 20) der ersten Brennstoffpumpe am Flugmotor 1914 zeigt die ganze Kompliziertheit der ersten Anlage, die nicht die Ungeschicktheit des Konstrukteurs, sondern den Stand der damaligen Technik wiedergibt. Der Fortschritt besteht darin, daß an der endgültigen, mit größter Exaktheit arbeitenden Pumpe alles ganz einfach geworden ist. Abb. 21 zeigt die Brennstoffpumpe im Schnitt und in ihrer Anordnung vor dem Zylinder.

Der Pumpenstempel übernimmt unter Wegfall von allen gesteuerten Ventilen, Regulierschiebern und Stopfbüchsen alle Funktionen der Steuerung und der Regelung — allein durch seine Bewegung in der Laufbüchse. Es bleiben nur noch ein oder mehrere Rückschlagventile — aller einfachster Form — in der Druckleitung zur offenen Düse. Die Regelung der Fördermenge erfolgt lediglich durch Verdrehung des mit einer schrägen Steuerkante versehenen Stempels. Sämtliche Pumpen auf einer Zylinderseite sind durch ein Reglergestänge miteinander verbunden und vom Führer aus steuerbar. Bei Abschaltung einer Pumpenreihe bleibt der Motor flugfähig.

Für den Bau der Brennstoffpumpen standen bei Junkers die Erfahrungen des ortsfesten Motors in Fabrikation und Betrieb zur Verfügung. Dagegen war das Turbogebläse in Konstruktion und Herstellung etwas völlig Neues. Soweit es aus der Literatur möglich war, konnten wenigstens

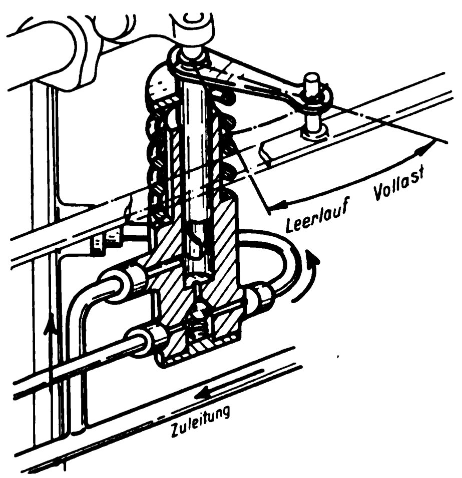


Abb. 21. Brennstoffpumpe »F O 4«, Baujahr 1928.

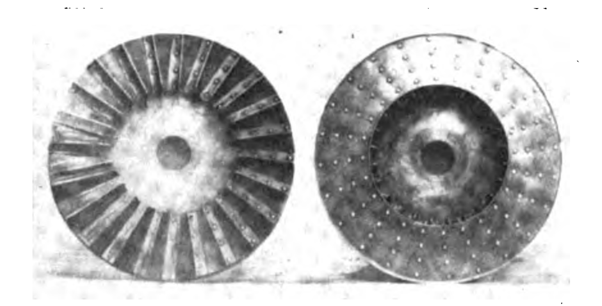


Abb. 22. Laufradformen des Spülgebläses.

die Erfahrungen, die in der Kriegsfliegerei mit Aufladegebläsen für R-Flugzeuge in Deutschland gemacht waren, herangezogen werden.

Die Bedenken, die fast noch bis in die heutige Zeit der Flugerprobung gegen das Turbogebläse von außenstehender Seite manchmal in recht scharfer Form laut wurden, richteten sich hauptsächlich auf das Verhalten bei niedrigen Drehzahlen. Bekanntlich sinkt beim Turbogebläse der erzeugte Druck mit dem Quadrat der Drehzahl, so daß man bei direkter Kupplung von Motor und Gebläse beim Anfahren ein äußerst schlechtes Beschleunigungsvermögen und unmögliche Startverhältnisse im Flugbetrieb voraussagte. Es wurde dabei übersehen, daß ja nicht nur der erzeugte Spüldruck, sondern auch der Widerstand in der Spülluftbewegung mit der Drehzahl quadratisch absinkt. Praktisch haben sich daher die auf das Turbogebläse von Junkers gesetzten Erwartungen voll bestätigt und ein ganz vorzügliches Beschleunigungsvermögen beim Start gebracht.

Mit Rücksicht auf einfachste Bauart war die Erzeugung des Spüldruckes von ca. 0,2 at in einer einzigen Stufe notwendig. Dem entsprach eine beträchtliche Umfangsgeschwindigkeit des Rades von ca. 200 m/s, die in den Radkörper eine hohe Fliehkraftbeanspruchung durch das Eigengewicht bringt. Der Baustoff für das Laufrad muß daher ein möglichst großes Verhältnis der Streckgrenze zum spezifischen Gewicht aufweisen. Bei näherer Prüfung findet man, daß Duralumin und Elektron in dieser Beziehung den besten Vergütungsstählen nahezu gleichkommen. Mit Rücksicht auf kleinstes Gewicht und gute Bearbeitbarkeit wurde daher die Ausführung des Laufrades in Duralumin gewählt.

Die Radform wurde im Laufe der Versuche wesentlich verbessert. Während zuerst noch Räder benutzt wurden, bei denen die Schaufeln mit den Nabenwänden vernietet wurden (Abb. 22), ging man später zu einer aus dem Vollen herausgearbeiteten äußerst leichten und festen Radform über.

Die mit diesem einstufigen Gebläse erzielten Leistungen und Betriebseigenschaften befriedigten in jeder Beziehung, wie aus der Charakteristik des Gebläses (Abb. 23)

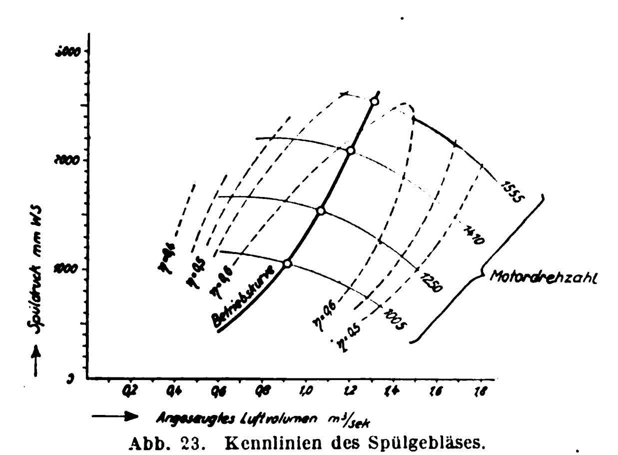


Abb. 23. Kennlinien des Spülgebläses.

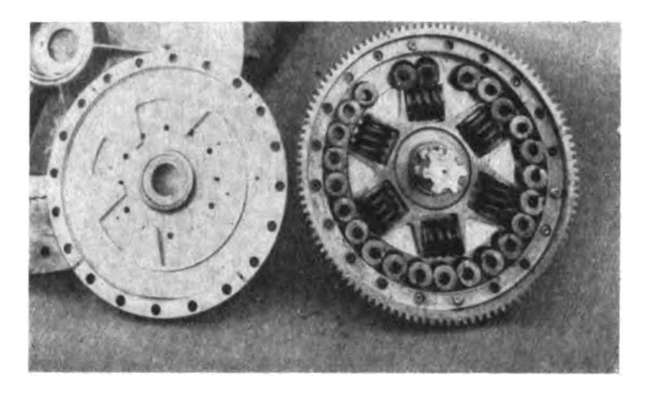


Abb. 24. Kombinierte Feder- u. Rutschkupplung für Gebläseantrieb.

hervorgeht. Außer den Kennlinien und dem Wirkungsgradfeld ist die Motorbedarfslinie eingetragen.

Die Forschungsarbeiten am Turbogebläse waren damit jedoch keineswegs abgeschlossen und haben in neuester Zeit eine beträchtliche, weitere Entwicklungsfähigkeit einstufiger Schnellläufergebläse gezeigt.

Ganz besondere Aufmerksamkeit erforderte der Antrieb des Spülgebläses. Infolge seiner hohen Drehzahl — bei einer Übersetzung von 1 : 7 zum Motor — stellt das Laufrad eine sehr wirksame Schwungmasse dar, zu deren Beschleunigung große Kräfte erforderlich sind. Zwischen Kurbel- und Gebläsewelle wurde deshalb eine Kupplung gebaut, die zur Fernhaltung zu starker Beschleunigung beim Anfahren und bei raschem Drehzahlwechsel als Rutschkupplung arbeitet. Sie wirkt ferner durch Einbau geeigneter Federn als elastische Kupplung, um gefährliche Drehschwingungen zwischen Motorschwungmasse und Gebläselaufrad innerhalb des Betriebsdrehzahlbereiches zu vermeiden. Diese Kupplung ist unmittelbar in das Antriebsrad auf der Kurbelwelle eingebaut.

Die Wärmeabfuhr.

Für den Dieselflugmotor ist die Frage der Temperaturbeherrschung und des Wärmedurchganges durch den Motor ein schwieriges Problem und Gegenstand eingehender Untersuchung gewesen. Sie machte eine Anpassung der Konstruktion an beste Wärmeabfuhr erforderlich.

Während des Arbeitsvorganges tritt die Wärme zunächst in die Kolben und Wandungen der Laufbüchse, von der sie an das Kühlwasser abgeführt werden muß (Abb. 25).

Es wurde nun für die Untersuchung des Temperaturverlaufes am laufenden Kolben die schon eingangs erwähnte Einzylinder-Versuchsmaschine weitgehend herangezogen und hierfür mit einer thermo-elektrischen Meßeinrichtung versehen. Diese gestattete — bis zu Drehzahlen von 1200/min — etwa an 10 Meßstellen des Kolbens gleichzeitig den Temperaturverlauf laufend zu beobachten. (Abb. 25). Als Element wurde Constantan-Stahl verwendet und durch einen Kunstgriff dafür gesorgt, daß man nur die äußerst biegsamen Stahldrähte über bewegliche Führungen hinweg nach außen an das ruhende Meßgerät führen mußte.

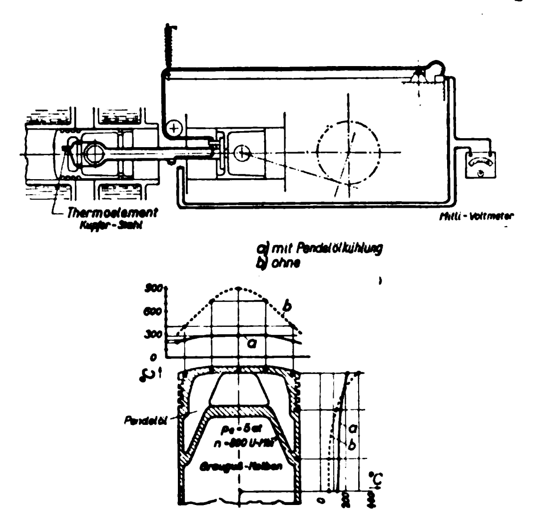


Abb. 25. Temperaturmessungen am laufenden Kolben.

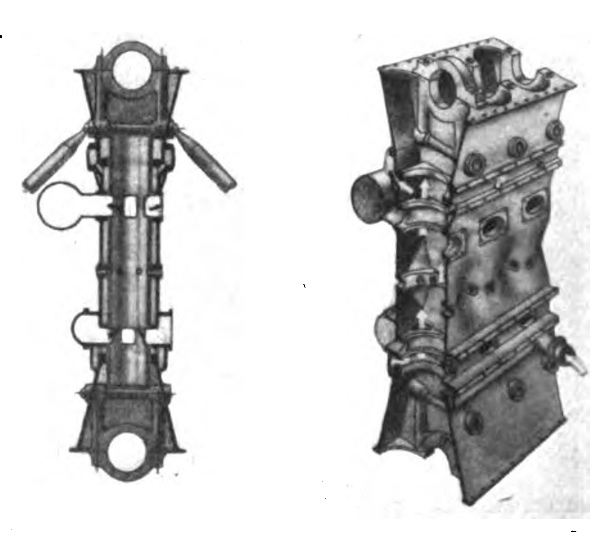


Abb. 26. Motorgehäuse »F O 4«.

Die Abbildung zeigt als Meßbeispiel die Untersuchung eines gußeisernen Kolbens, wie er im Lauf der Entwicklung aus dem Kolben der ortsfesten Junkersmaschine für den Ölflugmotor versuchsweise nachgebildet wurde. Der äußerst dünnwandige, rippenverstärkte Kolben wurde durch Pendelöl gekühlt, das im oberen geschlossenen Raum des Kolbenkopfes hin- und herschlug und die Wärme vom Kolbenboden wegtransportierte. Diese Versuche wurden später auch mit Leichtmetallkolben durchgeführt und lieferten die Grundlage für ihre konstruktive Durchbildung.

III. Triebwerk und Gehäuse.

Gehäuse und Lagerung.

Über den Aufbau und die Eigenschaften des Triebwerkes sowie seine Lagerung im Gehäuse soll im folgenden gesprochen werden, und zwar zunächst über die statische Aufnahme der Triebwerkskräfte.

Hierfür wurden die Vorteile des in geschlossener Blockform gegossenen Gehäuses voll ausgenutzt. Nach allen 3 Hauptrichtungen hat man einen Gesamtquerschnitt von sehr hohem Widerstand. (Abb. 26.) Betrachtet man zunächst den Vertikalverband an jedem einzelnen Zylinder, so werden die von den zwei Kurbeln eines Zylinders ausgeübten Kräfte durch die Grundlager in die senkrecht durchlaufenden Querwände des Gehäuses geleitet. Jeder Lagerbolzen läuft bis zu einem starken Auge, das einen Knoten-

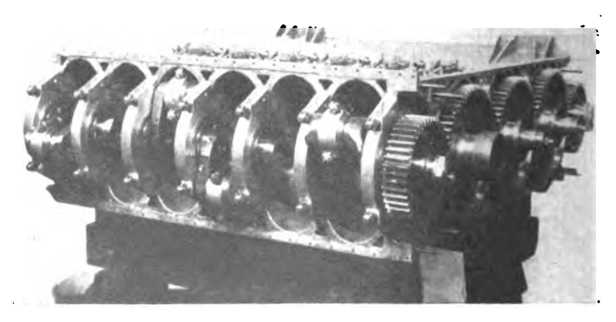


Abb. 27. Triebwerksansicht.



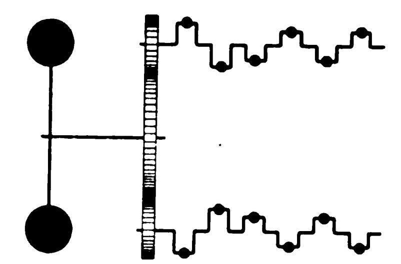


Abb. 28. Massensystem des Zweiwellenmotors.

punkt bildet, an dem von außen auch die Motorbefestigung angreift. Dagegen wird die Quersteifigkeit in horizontaler Richtung geschaffen durch die von vorn nach hinten durchlaufenden Querwände, die zur Abgrenzung von Kurbelraum, Kühlwasser, Spül- und Auspuffraum erforderlich sind.

Abb. 27 zeigt die Kurbelwellen, ihre Lagerung samt dem Stirnrad-Untersetzungsgetriebe.

Der Gehäusebau ist in der Längsrichtung mit Rücksicht auf Steifigkeit und Gewicht äußerst gedrängt. Dies wirkt sich aus in der verfügbaren Lagerlänge an der Kurbelwelle. Man hat deshalb die Grundlager als Rollenlager ausgeführt, die sich hierfür gut bewährt haben.

Ebenso bewährt hat sich nach Überwindung gewisser Anfangsschwierigkeiten das Stirnrad-Untersetzungsgetriebe und seine Lagerung im Leichtmetallgehäuse.

Dynamik des Triebwerkes.

Eingehender Untersuchungen bedurften die dynamischen Beanspruchungen des Triebwerkes, in erster Linie die Drehschwingungen der Wellen. Ihre gefährliche Auswirkung als Kurbelwellenbruch im praktischen Betrieb von Flugzeug und Luftschiff hat in den letzten Jahren schon mehrfach die Öffentlichkeit beschäftigt.

Wir wissen heute, daß es nicht möglich ist, das große Drehzahlbereich eines Flugmotors absolut frei von sog. kritischen Drehzahlen zu halten. Es geht nur darum, die Schwingungsausschläge durch geeignete Mittel so klein zu halten, daß sie ihre Gefährlichkeit verlieren.

Ist nun das Zweiwellensystem gegenüber dem bisher nur bekannten Einwellensystem schwingungstechnisch schwieriger und gefährdeter? Man kann sagen: schwieriger, aber nicht gefährdeter. Tatsache ist, daß sich mehr Möglichkeiten an Schwingungsformen des Triebwerkes finden, daß aber — soweit heute erkannt — ihre Erregbarkeit und damit die Größe der Schwingung ungefährlich bleibt (Abb. 28).

Zunächst ist die einfachste Schwingungsform, bei der die Massensysteme beider Kurbelwellen gemeinsam gegen die große Masse des Propellers schwingen, ohne Schwierigkeit nach den Methoden der Schwingungsmechanik auf das bekannte Einwellensystem zurückzuführen. Dabei

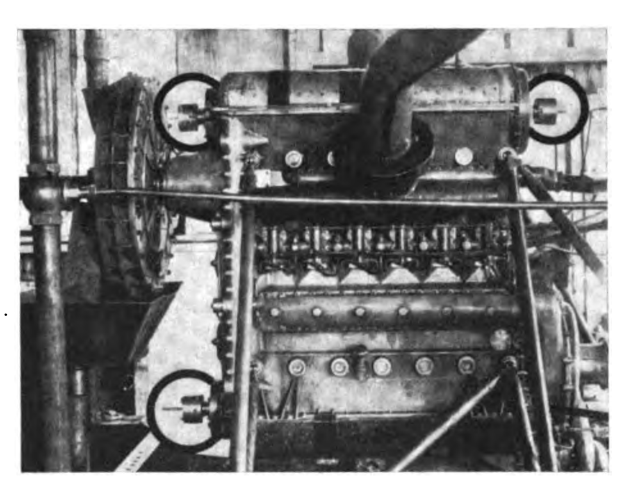


Abb. 30. Anordnung der Torsiographen am Motor.

kann im normalen Drehzahlbereich die Grundform der Schwingung mit einem oder die Oberschwingung mit zwei Knoten auftreten. Darüber hinaus ist nun noch eine Schwingung der beiden Kurbelwellen gegeneinander möglich. Sie wird erregt durch Differenzen in den Drehkräften der oberen und unteren Welle, wie sie z. B. durch die für den Vorauslaß nötige Winkelversetzung der beiden Kurbeln eintritt.

Hinsichtlich der Größe der Schwingungsausschläge ist man heute noch ziemlich auf die Messung am laufenden Motor mittels Torsiographen (Abb. 29) angewiesen, d. h. auf den praktischen Betriebsversuch. Für diese Zwecke ist bei Junkers — und zwar im Zusammenhang mit der Entwicklung eines Schwingungsdämpfers für Flugmotoren — im Jahre 1925 ein besonderes Meßgerät geschaffen worden, das ebenso robust, wie einfach und genau ist.

Bei den etwas komplizierten Messungen am Zweiwellenmotor mit seinen verschiedenartigen Schwingungsformen war es nötig, die Bewegung der oberen und unteren Welle gleichzeitig am vorderen und hinteren Ende aufzunehmen. Die Abb. 30 zeigt die freiliegende Anordnung der 3 Torsiographen; die nächste Abb. 31 ein vom Torsiograph geschriebenes Diagramm, und zwar als Polardiagramm, wie es geschrieben, und dann durch ein besonderes Gerät entzerrt worden ist. Das auf höchste Spielfreiheit und kleinste Trägheit des Schreibzeugs gebrachte Meßgerät ist — wie man sieht — in der Lage, sehr hohe Schwingungen, nämlich hier z. B. mit 15000 je min Frequenz zu registrieren.

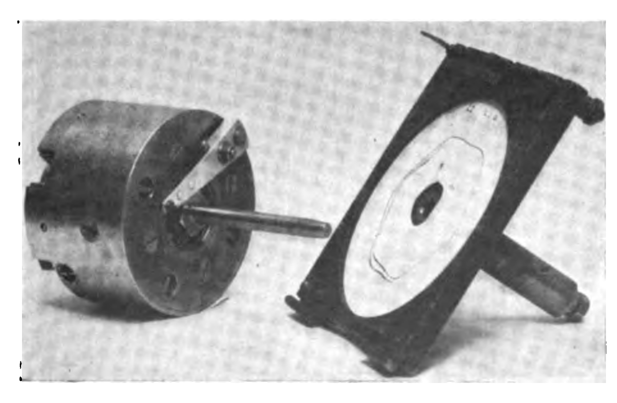


Abb. 29. Junkers-Torsiograph.

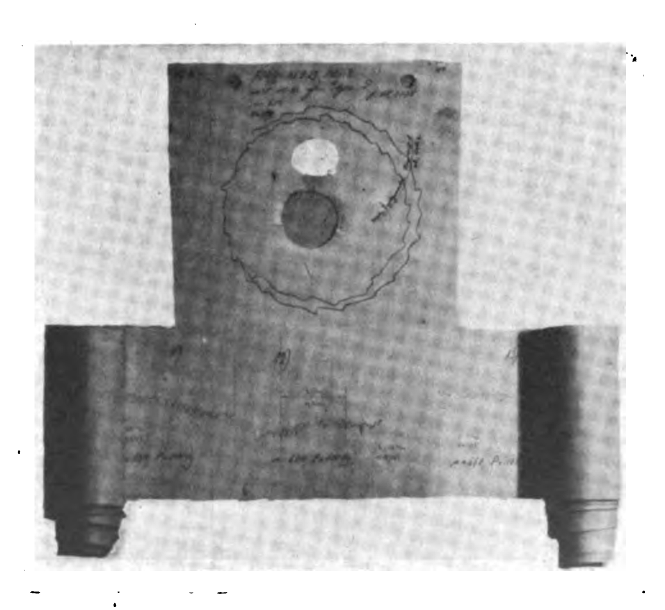


Abb. 31. Torsiogramme. a Aufgenommene und b) entzerrte.

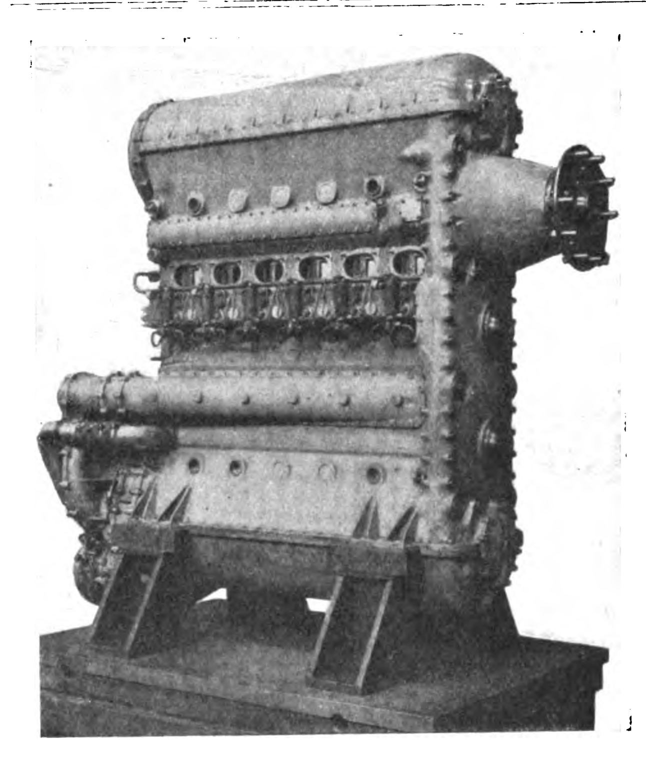


Abb. 32. Ölflugmotor F O 4, Baujahr 1928.

IV. Flugzeugeinbau und Flugbetrieb.

Die Anpassung des Motors an Flugzeug und Flugbetrieb erfolgte in enger Zusammenarbeit mit dem Junkers-Flugzeugwerk.

Nach vierjähriger Entwicklungsarbeit konnte der erste Ölflugmotor in diesem Jahr in ein Flugzeug erstmalig eingebaut und im Fluge versucht werden.

Die Abb. 32 zeigt den einbaufertigen Motor F O 4, dessen Maximalleistung für die erste Flug-Erprobungszeit auf 650 PS und zwar durch Hubbegrenzung der Brennstoffpumpen festgelegt wurde, wobei man in der Lage war, diese Leistung auch in 3000 m Höhe, ohne Spülluftmangel zu halten. Das Leergewicht des einbaufertigen Motors — wie ihn die Abbildung zeigt — beträgt 840 kg.

Der Anbau an das Flugzeug (Abb. 33) zeigt besonders die einfache Strebenbefestigung, die von den 4 Knotenpunkten des Stirnspantes zum Motor führt. Die unteren Motorträger sind bei einer späteren Ausführung weggefallen, die Streben führen dann in der punktierten Linie direkt zu den Knotenpunkten des Gehäuses. Man sieht ferner, wie auf beiden Seiten des Motors Brennstoffpumpen und Einspritzdüsen zur Wartung und Kontrolle zugänglich sind.

Äußerst einfach sind die Einrichtungen zur Bedienung des Motors im Führersitz (Abb. 34). Zwei Schalthebel dienen zur Leistungsregelung. Sie können getrennt oder gemeinsam bedient werden.

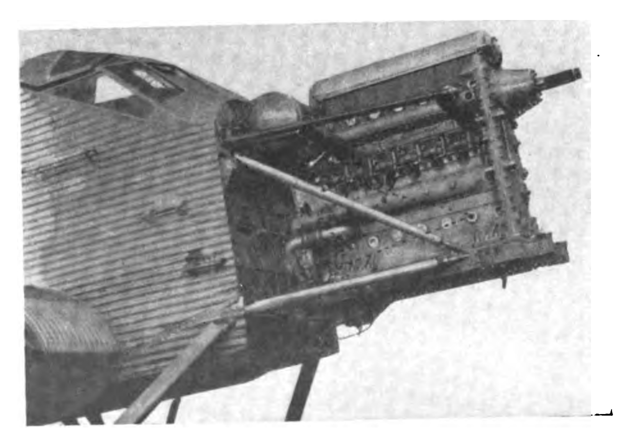


Abb. 33. Motor-Aufhängung am Flugzeug-Rumpf.

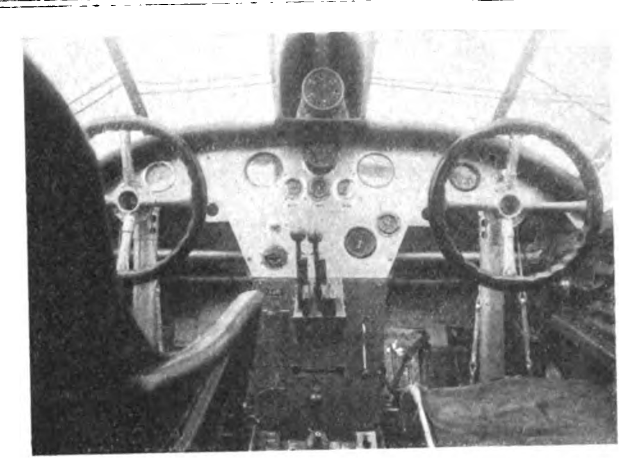


Abb. 34. Junkers W 41. Führersitz.

Das Anlassen erfolgt durch Druckluft, und zwar ebenfalls mittels Handhebel vom Führersitz aus. Der Motor springt — auch in kaltem Zustand — ohne besondere Hilfsmittel wie Glühpatronen oder Heißwasserfüllung — mit Sicherheit an. Besondere Einrichtungen zur Entlüftung der Brennstoffleitungen bzw. vorbereitende Maßnahmen an den Brennstoffpumpen fallen fort, da sich die Pumpen mit den ersten druckluftgesteuerten Umdrehungen des Motors selbsttätig entlüften.

Bevor noch die Erprobung auf dem Prüfstand abgeschlossen war, fanden die ersten Probeflüge des in eine Junkers W 41 eingebauten Motors statt (Abb. 35 und 36).



Abb. 35. Junkers W 41 mit Ölmotor F O 4.

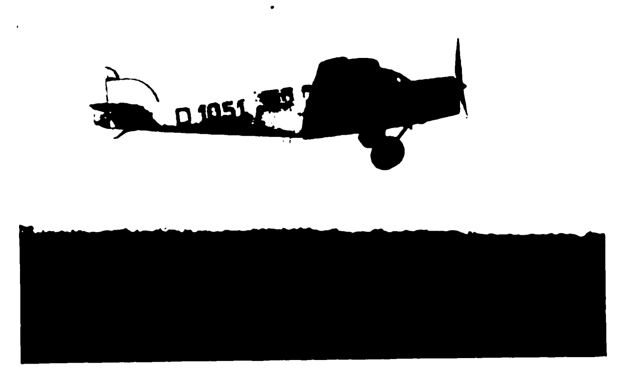


Abb. 36. Junkers W 41 mit Ölmotor F O 4.

Es galt, möglichst frühzeitig die allgemeinen Flugeigenschaften der neuen Maschine kennen zu lernen, um die Erfahrungen bei der weiteren Entwicklung verwerten zu können.

Schon der erste kurze Flug, im Februar dieses Jahres, ergab die Gewißheit, daß besondere Schwierigkeiten bezüglich Flugeigenschaften nicht mehr zu erwarten waren. Kurzer Start, ruhiger Lauf und gute Regelbarkeit des Motors im Fluge, bestätigen alle vorherigen Beobachtungen vom Prüfstand.

Freilich so ganz einfach und harmlos waren die ersten Versuche zu fliegen nicht; denn der damals zur Verfügung stehende Motor war nicht mehr ganz neu und unverbraucht, sondern hatte vom Prüfstand her schon allerhand »Narben« am Leib. Außerdem trug er noch die unvermeidlichen Mängel der erstmaligen Ausführung in sich. Doch diese zu beseitigen war nur eine Frage der Zeit und des Aufwandes an Mitteln.

Insgesamt sind heute etwa 50 Stunden in einer Reihe von Versuchsflügen zur Erprobung des Ölmotors ausgeflogen worden. Dabei betrug die längste Flugdauer ohne Unterbrechung ca. 8 Stunden. Das Startgewicht der Maschine war meist mit etwa 4700 kg ausgewogen. Dies entspricht einer Leistungsbelastung von 7,5 kg pro effektive Pferdekraft.

Neben den Flugversuchen ist inzwischen auch die Erprobung auf dem Prüfstand in ein neues Stadium getreten, und zwar durch Übergang zur eigentlichen Dauererprobung, mit dem die letzte Etappe vor der Einführung des Ölflugmotors in den praktischen Luftverkehr erreicht ist.

V. Schluß.

Meine sehr verehrten Damen und Herren!

Mit dem Hinweis auf dieses nächste Ziel bin ich zum Abschluß meiner Ausführungen gekommen. Sie gingen aus von den ersten richtunggebenden Ideen und den ersten tastenden Versuchen zu einer Zeit, in der der Ölflugmotor von der Fachwelt als reines Phantasiegebilde gewertet wurde. Heute stehen wir am Anfang einer neuen Entwicklung im Flugmotorenbau, für die die Mittel zur Lösung der Aufgaben geschaffen oder bereits erkannt sind. Die Auswirkungen des Dieselbetriebes auf die Wirtschaftlichkeit und Betriebssicherheit des Flugwesens bilden den Ansporn zu dem allgemeinen Wettkampf, der heute um den Dieselflugmotor in der ganzen technischen Welt entbrannt ist und erst in der Erreichung des einmal erkannten Zieles sein Ende finden wird.

III. Luftnavigierung und die Arbeiten des Navigierungs-Ausschusses der WGL.

Vorgetragen auf der XVIII. ordentlichen Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V., (WGL) am 6. November 1929 in Berlin von Heinrich Koppe, Berlin-Adlershof.

Inhalt.

Einleitung.

In meinem vorjährigen Vortrage »Über die Bedeutung der Meßtechnik für die Luftfahrt« (1), an welchen anzuknüpfen mir durch den Navigierungs-Ausschuß unserer Gesellschaft der ehrenvolle Auftrag zu teil geworden ist, sagte ich, daß die Luftfahrt-Meßtechnik in Deutschland zu kurz gekommen sei; von der Luftnavigierung muß leider auch heute behauptet werden, daß sie als solche innerhalb der gesamten Luftfahrtwissenschaften immer noch recht stiefmütterlich behandelt wird. Diese Behauptung, meine Damen und Herren, bitte ich Sie nicht etwa als einen Vorwurf oder eine Bemerkung mit persönlich bitterem Beigeschmack aufzufassen; — wir haben den Trost, daß auch im Auslande die Luftfahrtwissenschaften in ihrer gegenseitigen Wertschätzung und Zusammenarbeit für die Luftfahrtpraxis den gleichen Entwicklungsgang durchgemacht haben, in dem wir uns offenbar noch befinden. Und wir haben durchaus die Hoffnung, daß ebenso wie die Bemühungen unserer ausländischen Fachkollegen zu erfreulichen Erfolgen geführt haben, man auch bei uns allen Hilfswissenschaften der Flugtechnik in Zukunft die ihnen gebührende Bedeutung beimessen wird.

Entwicklung von Luftfahrzeugbau und Luftfahrtwissenschaft.

Wenn eine solche Umwertung der Dinge aber eine allgemeine Erscheinung ist, so verlohnt es sich wohl, einmal ihren tieferen Ursachen nachzugehen! — Im Anfang der Fliegerei war der Flugpionier, d. h. der Mann, der zumeist auf Grund eigener Kenntnisse, Überlegungen, Versuche sich selbst sein Luftfahrzeug erbaute und damit das Luftmeer eroberte. So waren praktischer Flieger, Aerodynamiker, Statiker und vielfach auch Motorenbauer in einer Person vereinigt; das Fliegen war Selbstzweck. — Heute ist aus der früheren Bastelei eine Technik geworden, gegründet auf wissenschaftliche Erkenntnisse, die in zäher Arbeit und unter vollster Ausnutzung des vornehmsten gedanklichen Werkzeugs, nämlich der Mathematik, sich zu selbständigen, ihrer selbst wegen zu pflegenden Wissenschaften entwickelt haben, der Aerodynamik, der Flugzeugstatik, dem Leichtbau und der Stoffkunde, dem Motorenbau usw. Alle diese Wissenschaften arbeiten an der Entwicklung und Verbesserung des Gerätes, mit dem der Mensch das Luftmeer erobert hat und das er nun besonderen Zwecken nutzbar und für diese auch wirtschaftlich zu machen bestrebt ist. Welche erfreulichen und hervorragenden Erfolge wir gerade den deutschen Gelehrten und Technikern auf ihren Sondergebieten verdanken, hat uns nicht nur die Ila gezeigt, das erweisen immer wieder neue, einzelne Welthöchstleistungen unserer Luftfahrzeuge.

Luftfahrzeugbau und Führung.

Aber — und nun kommt das große »aber« — befinden wir uns nicht alle, bedingt durch die ganze Art der Entwicklung, vielleicht noch in einem Zustand, in dem die berechtigte Freude am technischen Fortschritt unserer Luftfahrtgeräte im einzelnen, an der Verbesserung der Geschwindigkeit, der Steigleistung, der Festigkeit usw. uns ein wenig die praktische Nutzbarmachung dieser Einzelfortschritte in ihrer Gesamtheit übersehen läßt? — Hat sich im Laufe dieser Entwicklung, die während des Krieges fast in der ganzen Welt treibhausartig vorwärts getrieben werden mußte und auch jetzt noch übermäßig zur Aufstellung und Überbietung aller möglichen rein technischen und sportlichen Welthöchstleistungen reizt, nicht vielleicht eine Lücke aufgetan zwischen der eigentlichen Luftfahrttechnik bzw. den sie stützenden Wissenschaften einerseits und der Luftfahrtpraxis, besonders dem Luftverkehr andererseits? — Wie kommt es, daß gerade in der Luftfahrt — mit rühmlicher Ausnahme der Segelfliegerei — so sehr zwischen Wissenschaftlern und Praktikern unterschieden wird und daß beide einander oft so wenig verstehen? — Man möchte fast annehmen, daß vielfach der Wissenschaftler die aerodynamischen Leistungen, die statische Festigkeit, das Leistungsgewicht des Motors, ja das ganze Luftfahrzeug noch zu sehr als Selbstzweck, als technisch-wissenschaftlichen Versuch ansieht, während der Verbraucher, der Luftverkehr, der Führer das Ding als fertiges Ganzes in die Hand bekommt, mit allen wünschenswerten Leistungen auch die oft unerwünschten Eigenschaften mit in Kauf nehmen und mit dem recht kostspieligen Gerät den Kampf gegen die Elemente persönlich auskämpfen muß. —

Es reizt mich sehr, hier einen freilich etwas kühnen Vergleich zu ziehen; nämlich mit der uns allen gegenwärtigen Entwicklung des Rundfunkgerätes. Nach der stillen Vorarbeit von Erfindern und Fachgelehrten der etwas zögernde Übertritt in die Öffentlichkeit. Und dann sofort die stür-



misch vorwärts drängende Entwicklung und Steigerung der Leistungen, die Sucht nach Spitzenleistungen, höchster Ehrgeiz nicht nur von Bastlern, sondern von der Weltindustrie, die ihrerseits die Wissenschaft anspannt und mitreißt, etwa die Antipoden oder den Mars im Lautsprecher zu empfangen. Und das Ergebnis? — Geräte, die immer größer wurden, immer mehr Röhren und Stromquellen benötigten, deren »Spitzenleistungen« wirklich oft erstaunlich waren; aber — sie waren so kostspielig und ihre Handhabung so verwickelt, daß nur noch der Fachmann sie gefahrlos und richtig bedienen konnte und daß dessen beide Hände dazu oft nicht mehr ausreichten. Ferne Sender wurden zwar gelegentlich erreicht, wenn auch nicht immer ganz klar; sie aufzusuchen oder wiederzufinden war aber ebenso Glückssache, wie heute für ein Flugzeug im Nebel und ohne Bodenorganisation zum fernen Zielhafen zu gelangen. — Heute haben wir Rundfunkgeräte im allgemeinen Gebrauch, die zwar nicht die früheren Spitzenleistungen aufweisen, bei denen aber die Drehung oft nur eines Knopfes genügt, einen bestimmten auch recht fernen Sender »auf den Kopf zu kriegen«, regelmäßig, sicher und gut. — Ich glaube, in der Luftfahrt müssen wir uns wohl auch ein wenig bescheiden und sammeln; wenn uns die eigene Einsicht nicht veranlaßt, offenbare Lücken rechtzeitig zu füllen und der immerhin recht kostspieligen Entwicklung die gesunde, breite Grundlage zu erhalten, so wird uns der wirtschaftlich stärkere ausländische Wettbewerb schließlich dazu zwingen. — Ich sprach von einer Lücke zwischen Luftfahrtwissenschaft bzw. Technik und Praxis; sie heißt: Luftfahrzeug-Führung, und dazu gehört auch die Luftnavigierung.

Aufgaben der Luftnavigierung.

Aber sehe ich nicht vielleicht zu schwarz? — Es gibt ernsthafte Männer der Luftfahrt, die die Schwierigkeiten der Ortung für Luftfahrzeuge bei unsichtigem Wetter kennen und deshalb dem Flugzeug vorläufig jede sachliche Berechtigung als regelmäßiges, öffentliches Verkehrsmittel aufzutreten und in den Kreis der Wirtschaftlichkeitsbetrachtungen gegenüber anderen Verkehrsmitteln gezogen zu werden, rundweg absprechen; — Männer, die Luftfahrzeuge nur als notwendiges Kriegsinstrument, nützliches Forschungmittel, gutes Sportgerät und allenfalls als Luftdroschke anerkennen. — Sich dieser Ansicht ohne weiteres anschließen hieße, das Kind mit dem Bade ausschütten! Wir dürfen uns aber nicht darüber hinwegtäuschen, daß unser sonst ausgezeichnet durchgeführter Luftverkehr heute bei sehr unsichtigem Wetter versagen muß und darum in unserem Klima im Winterhalbjahr nur beschränkt und unregelmäßig durchgeführt werden kann.

Unser englischer Fachkollege, Captain Tymms (2) warf in seinem sehr lesenswerten Vortrag über Luftnavigierung vor der Königlichen Gesellschaft für Luftfahrt im Jahre 1925 einmal die drastische Frage auf: Soll man im Luftfahrzeug überhaupt navigieren oder soll man es nicht? Bei sichtigem Wetter sieht man ja ohnehin unmittelbar wo man hinkommt und bei unsichtigem Wetter ist die Navigierung doch unzuverlässig!

Der Navigierungs-Ausschuß der WGL hat sich gerade in letzter Zeit mit der grundsätzlichen Frage beschäftigt, wie weit es mit den heute bekannten und praktisch erprobten Verfahren möglich ist, mit einem Flugzeug bei unsichtigem Wetter und ohne Bodenorganisation, also auch ohne Funknavigierung ein bestimmtes Ziel zu erreichen. Die Antwort lautet, daß es bei dauernder Unsichtigkeit irdischer und astronomischer Anhaltspunkte wohl möglich ist, mit einem geeignet ausgerüsteten Flugzeug einen Flughafen zu verlassen, auch in der allgemeinen Richtung auf einen Zielhafen zu fliegen, daß es aber bis heute ohne Bodenorganisation nicht möglich ist, ein vorbestimmtes Ziel auch nur mit einiger Sicherheit zu erreichen, noch viel weniger, auf ihm zu landen. —

Sie sehen, meine Damen und Herren, daß es sich wohl verlohnt, auch in diesem großen Kreise einmal die Aufgaben und Schwierigkeiten der Luftnavigierung von allgemeineren Gesichtspunkten ausgehend ernsthaft zu erörtern; denn nur durch verständnisvolle Zusammenarbeit aller, aber auch aller in dieser Gesellschaft vereinigten Einzelwissenschaften dürfen wir hoffen, unsere Luftfahrzeuge in Zukunft für die verschiedenen Verwendungszwecke praktisch brauchbar und für den Verkehr sicher, regelmäßig und damit vielleicht auch wirtschaftlich zu machen.

Luftnavigation heißt bekanntlich: ein Luftfahrzeug auf schnellstem und sicherstem Wege zum vorbezeichneten Ziele führen. — Beginnen wir mit dem Luftfahrzeug; also besonders mit dem Verkehrsflugzeug, das, wie gesagt, in den meisten Fällen für den Verbraucher bereits fertig, also gegeben ist, und mit dem sich Führer und Navigator oder beide in einer Person eben recht und schlecht abzufinden haben. Es ist kein Geheimnis, daß es da bei unsichtigem Wetter mit einigen unserer heutigen Baumuster mehr schlecht als recht geht. — Es müssen daher im Hinblick auf die gute allgemeine Brauchbarkeit und die Möglichkeit erfolgreicher navigatorischer Arbeit ganz bestimmte Anforderungen an die Verkehrsflugzeuge gestellt und in Zukunft schon beim Entwurf berücksichtigt werden.

Anforderungen an die Luftfahrzeuge (flugtechnisch, triebwerkstechnisch, meßtechnisch).

Wir teilen diese Anforderungen ein in flugtechnische, triebwerkstechnische und meßtechnische.

Daß ein Luftfahrzeug bei den für seinen Verwendungszweck vorgesehenen Leistungen die genügende Festigkeit besitzen muß, um allen möglichen Gefahren des Luftmeeres zu trotzen, versteht sich von selbst. Wie steht es aber mit den Flugeigenschaften? Vor wenigen Jahren wurde von einer maßgebenden Persönlichkeit festgestellt: »Die als wünschenswert erachteten Eigenschaften eines Flugzeuges liegen noch nicht fest« (3). Heute, meine Damen und Herren, wissen wir es, glaube ich, recht gut. Mit der selbst in Wettbewerbs-Ausschreibungen gebrauchten Forderung »angenehmer« Flugeigenschaften (4) können wir allerdings herzlich wenig anfangen. Aber wir sind ja, wie ich Ihnen bereits im vorigen Jahre zeigen konnte, heute durchaus in der Lage, die wichtigsten Flugeigenschaften, wie Stabilität, Ruderdrücke, Ausschläge und Wirkung usw. meßtechnisch zu erfassen und zahlenmäßig zu belegen — unabhängig von den Fähigkeiten und Ansichten verschiedener Flieger. Es paßt vortrefflich, daß Ihnen gerade auf dieser Tagung Proben solcher für die Luftfahrzeugführung wichtigen, meßtechnischen Ergebnisse durch die Herren von Köppen, Hübner und Pleines vorgeführt werden (5, 6, 7). —

Was wir für eine sichere Führung von Verkehrsflugzeugen dringend brauchen, ist vor allem eine hinreichende Eigenstabilität; die jedenfalls genügt, in kritischen Lagen, z. B. in Böenwolken, das Flugzeug sich selbst und seinen ihm innewohnenden natürlichen Richtkräften zu überlassen.

Vom triebwerkstechnischen Gesichtspunkt ist Betriebssicherheit und großer Kraftüberschuß (8) zu fordern, weiter daß die zur Erhaltung des Schwebezustandes erforderliche Leistung nebst einem gewissen Überschuß nach Möglichkeit auch dann verfügbar bleibt, wenn eine nach dem heutigen Stande der Technik zu erwartende Störung eintritt; endlich, daß solche zu erwartenden Störungen die Flugeigenschaften nicht auf die Dauer gefährlich verschlechtern. Wie diese Aufgabe durch Bauart, Aufteilung und Zugänglichkeit des Triebwerks am besten zu lösen ist, ist eine gemeinsame Angelegenheit der Motorenbauer und der Flugzeug-Konstrukteure. Ich verweise hier besonders auf den vorjährigen Vortrag von Herrn Bock, »Über die Einheit von Triebwerk und Flugwerk« (9).

Was endlich die meßtechnischen Anforderungen (10 bis 14) betrifft, die an ein Verkehrs-Luftfahrzeug zu stellen sind, so kann ich dabei an meine früheren Ausführungen über die Notwendigkeit von Meßgeräten als Ersatz für mangelnde Sinnesorgane erinnern. Es müssen also die notwen-

digen Geräte in zuverlässiger und anschaulicher Ausführung zur Überwachung des Triebwerks, des Fluges, zur Navigierung, Landung und Erhöhung der Sicherheit nicht nur vorhanden sein, sie müssen sich auch in richtiger, günstigster Anordnung und am richtigen Platze befinden, so daß sie einwandfrei arbeiten und mühelos benutzt werden können.

Mit einem diesen Anforderungen genügenden Flugzeug ist es möglich, im Nebel selbst bei starker Luftunruhe gefahrlos so lange zu fliegen, wie eben der Brennstoff reicht. Ich glaube, daß diese Behauptung, die noch vor einem Jahre von vielen Praktikern angezweifelt wurde, heute nach den nun überall erfolgreich durchgeführten Blindflugversuchen als eine selbstverständliche Tatsache angesehen werden kann. Herr von Schröder, der Leiter der vorzüglich durchgeführten Fluguntemehmungen der Deutschen Lufthansa nach dem Osten und kürzlich nach Sevilla sagt u. a.: »Blindflüge gehören zum täglichen Brot unserer Nachtstreckenflieger« (15).

Bisherige Schwierigkeiten und ihre Ursachen.

Wo sich in einzelnen Fällen Schwierigkeiten in der Durchführung des Blind- oder Wolkenfluges ergeben, können sie nur durch drei mögliche Ursachen bedingt sein:

1. Durch das Flugzeug selbst; z. B. durch schlechte Flugeigenschaften, besonders ungenügende Eigenstabilität.— Ein solches Flugzeug mag für Sport und andere Zwecke tauglich sein; für den Luftverkehr aber, der mit schwierigsten atmosphärischen Bedingungen rechnen muß, ist es untauglich und sollte daher nicht zugelassen werden.

2. Durch die Ausrüstung des Flugzeuges, d. h. durch ungenügende, unzuverlässige, wenig anschauliche oder schlecht angebrachte Meßgeräte. Dank der opferfreudigen Entwicklungsarbeit unserer Meßgeräteindustrie verfügen wir heute über hinreichend brauchbare Geräte; allerdings sollte man auch hier nur das von sachverständiger Stelle wirklich Erprobte zulassen.

3. Durch den Führer, d. h. durch unzulängliche Schulung im Fliegen nach Meßgeräten. Ein in diesen technischen Dingen unerfahrener Führer gehört nicht in den Luftverkehr! Um erst Nebelflugerfahrungen zu sammeln, sind die zahlenden Fluggäste wie auch das Flugzeug zu kostbar. Ich muß immer wieder betonen, wie wichtig es ist, unseren fliegerischen Nachwuchs auch im sauberen Instrumentenfliegen verständnisvoll zu unterweisen und ihr Können durch unbestechliche meßtechnische Aufzeichnungen zu prüfen!

Zusammenfassend heißt das, daß Flugzeuge, die gegen Entgelt einen planmäßigen Personenluftverkehr durchführen sollen, jederzeit in der Lage sein müssen mit normaler Ausrüstung und normaler Besatzung »blind« zu fliegen (16).

Selbststeuerung.

Ich zeigte Ihnen im vergangenen Jahre, daß unsere Geräte vielfach besser und richtiger arbeiten als unser Gefühl. Wenn wir blind oder in Nebel und Wolken fliegen, muß der Mensch also der Anzeige seiner Geräte folgen; er ist dann nur ausführendes Organ seiner technischen Hilfsmittel, Bindeglied, Relais, Servomotor. — Ich sagte weiter: »— und von dieser, dann menschenunwürdigen Arbeit können wir ihn entbinden, indem wir den technischen Organen selbst, allein und unter sich die Arbeit überlassen, ohne die menschlich-psychische Unzulänglichkeit dazwischen zu schalten.« —

Dieser Schritt ist getan! — Wir verfügen heute schon über sichere, leichte und einfache meßtechnische Hilfsmittel, die ein geeignetes Luftfahrzeug besser auf Kurs und Höhe halten, als es dem Menschen möglich ist (17).

Meine Damen und Herren! Es ist mir eine persönliche Ehrenpflicht, an dieser Stelle eines Mannes zu gedenken, der auf dem Gebiete der Selbststeuerung von Luftfahrzeugen ebenso unermüdlich wie auch temperamentvoll Pionierarbeit geleistet hat, dem aber das Schicksal nicht die Vollendung seiner gerade zum ersten praktischen Erfolge geführten Arbeiten vergönnte; Franz Drexler (18). — Die langjährigen Vorarbeiten von Herrn Boykow (19) haben uns inzwischen ein brauchbares elektrisches Selbststeuergerät beschert, das schon auf der »*Ila*« gezeigt wurde. Das pneumatisch arbeitende selbsttätige Kurssteuer der Askania-Werke (20) hat sich gleichfalls bei der Erprobung so gut bewährt, daß der Führer erklärte, »er brauche in Zukunft keine Beine mehr«!

Wir haben bisher die ausreichende Eigenstabilität der Luftfahrzeuge als notwendige Voraussetzung für die ebenso einfache wie sichere Lösung des regeltechnischen Problems der Selbststeuerung angesehen. Man kann versuchen, im Interesse der Leistungserhöhung der Flugzeuge, die natürliche Stabilität durch eine künstliche zu ersetzen (21). Die grundsätzlichen Schwierigkeiten, die ich persönlich auf diesem Wege sehe, habe ich Ihnen im vergangenen Jahre nicht verhehlt. Daß die sichere Lösung des Problems einen technischen Fortschritt bedeutet, unterliegt keinem Zweifel.

Die Frage der Selbststeuerung von hinreichend stabilen Flugzeugen kann jedenfalls heute als gelöst betrachtet werden, und ich stehe nicht an, zu behaupten, daß diese Tatsache nicht nur einen Markstein, sondern den Anfang einer neuen Entwicklungsperiode unseres Verkehrs mit Luftfahrzeugen bedeutet. Denn:

Erstens wird die Sicherheit des Fliegens durch weitgehende Ausschaltung möglicher persönlicher Bedienungsfehler erhöht.

Zweitens wird der Führer des Flugzeuges so entlastet, daß er für andere wichtige Aufgaben frei wird und damit die Möglichkeit der Gewichtsersparnis durch Personalverminderung besteht.

Drittens sind überhaupt nun erst die Grundlagen für eine erfolgreiche navigatorische Arbeit gegeben; nämlich das unpersönliche, ruhige Fliegen und das saubere, stetige Durchhalten eines einmal festgelegten Kurses. —

Die neuen Aufgaben des Flugzeugführers.

Nun zu Ihnen, meine Herren Flugzeugführer! — Jeder technische Fortschritt bedeutet mehr oder weniger die Ausschaltung einer persönlichen Leistung; dagegen kann man sich nicht stemmen! Wie Sie gehört haben, ist die Steuerung eines Flugzeuges in Zukunft eine rein technische Angelegenheit und hat als solche mit Geschicklichkeit, geistigen Fähigkeiten oder persönlichem Heldentum nur wenig mehr zu tun; der »Mann am Ruder« spielt in der Seefahrt auch keine persönlich hervorragende Rolle. — Die Tätigkeit des Fliegers würde in ihrer Bedeutung daher bald unter die geistige Arbeit des Lokomotiv- oder Straßenbahnführers herabsinken, da es in der Luft keine Straßenkreuzungen, Weichen und Signale gibt.

Eine solche Umwertung wäre ebenso betrüblich wie unvermeidlich, wenn der technische Fortschritt dem Flieger nicht zugleich eine neue bessere, größere, schönere aber auch verantwortungsvollere Aufgabe eröffnen würde, nämlich als Flugzeugführer. — Ich unterscheide hier bewußt zwischen »Flieger« und »Flugzeugführer«. Flieger ist jeder Mann, der den Knüppel selber rührt und sich mit seinem Flugzeug im Luftmeer tummelt; also in erster Linie der Sportflieger, aber auch der Kunstflieger. Flieger wird es wahrscheinlich bald ebenso viel geben, wie heute Kraftradfahrer die Landstraße bevölkern. Flugzeugführer ist der Mann, der eine Aufgabe beruflich zu erfüllen hat, der sich des Ernstes und der Größe, vor allem aber der Verantwortung dieser Aufgabe voll bewußt ist; nämlich der Aufgabe, daß unersetzliches Menschenleben, kostbares Gut und ein sehr wertvolles Fahrzeug seiner Führung durch das so unbeständige, immer neue Gesichte zeigende Luftmeer hindurch zu einem bestimmten Ziele auf schnellstem und sicherstem Wege anvertraut sind. Es gibt in der Tat kein anderes deutsches Wort, das die hohe Aufgabe besser kennzeichnet, als der Ausdruck »ein Führer sein«.

Selbstverständlich ist der Flugzeugführer auch Flieger, möglichst sogar Kunstflieger, der sein Flugzeug auch in schwierigen Lagen vollständig beherrscht. Ich habe an anderer Stelle gezeigt (22), wie durch ausnahmsweise schwere Böen ein Flugzeug vorübergehend steuerlos gemacht werden kann, wo also auch die beste Selbststeuerung nutzlos

ist. Hier wird der Flugzeugführer zum Flieger und greift selbst ins Steuer; ebenso selbstverständlich bei Start und Landung. — In genügender Höhe aber — auf der freien Strecke — überläßt er in vollstem, durch eingehendes technisches Verständnis begründetem Vertrauen die Steuerung seinem mechanischen Gerät; dann ist er neben der gelegentlichen Überwachung dieses Gerätes frei für die Aufgabe, nun wirklich den schnellsten und sichersten Weg zu seinem Ziele auszumachen, — frei und unbehindert für alle die gewissenhaft auszuführenden und verantwortlichen Aufgaben der Navigation. Auch bei gutem Wetter und einfacher Navigierung braucht der Führer sich nicht zu langweilen oder gar zu schlafen, denn gerade dann hat er ja die beste Gelegenheit, die in schwierigen Fällen, also bei unsichtigem Wetter besonders wichtigen Verfahren der astronomischen Ortsbestimmung, der Funkortung usw. auf ihre Brauchbarkeit zu prüfen, sich selbst mit ihrer Handhabung immer mehr vertraut zu machen, die Ergebnisse zu verfeinern und damit nicht nur für sich selbst, sondern für die ganze Entwicklung der Luftfahrt wertvolle und rühmliche Arbeit zu leisten. In der tätigen, praktischen und wissenschaftlichen Mitarbeit einzelner Kapitäne und Offiziere an Bord unserer Schiffe und der Sammlung und Verarbeitung der Unterlagen in der Deutschen Seewarte haben wir ein ausgezeichnetes Vorbild (23, 24). Unter Flugkapitän — die Bezeichnung ist ja leider schon vergeben — besser Flugführer oder Flugleiter (25, 26) würde ich lieber eine Persönlichkeit mit besonders organisatorischen und repräsentativen Aufgaben verstehen; aber dafür fehlt es wohl zunächst noch an Raum und Auftrieb.

Im ganzen, meine Herren Flieger, möchte ich Ihnen zurufen: Erfassen Sie die Ihnen neu erwachsenden Aufgaben rechtzeitig und richtig! — Werden Sie Führer der Ihnen anvertrauten kostbaren Luftfahrzeuge; und werden Sie auch Führer und Vorbild unseres fliegerischen Nachwuchses!

Meine Damen und Herren! Ich habe Ihnen gezeigt, daß unter gewissen, durchaus erfüllbaren Voraussetzungen, nämlich:

1. zuverlässigem Triebwerk und genügendem Leistungsüberschuß,
2. hinreichender Eigenstabilität des Flugzeuges,
3. zweckmäßiger Bordgeräteausrüstung (wozu auch die Selbststeuerung zu rechnen ist),
4. gründlichem Verständnis des Fühers für die Arbeitsweise der Meßgeräte im einzelnen und in ihrer Gesamtheit im Flugzeug,
5. sinngemäßer Schulung im Blindfliegen und durch praktische Erfahrungen

auch ohne Sicht jederzeit die Erhaltung des richtigen Flugzustandes gefahrlos möglich ist, und daß bei unseren heutigen mittleren — vielleicht wirtschaftlichsten — Flugzeugen wenigstens der Führer selbst die Weg- und Ortsfindung persönlich verantwortlich durchführen muß. Wir wollen nun feststellen, welche Verfahren dem Führer heute zur Verfügung stehen, um sein Luftfahrzeug auf schnellstem und sicherstem Wege zum Ziele zu führen. Im Rahmen dieser allgemeinen Betrachtungen wird es nicht möglich sein, auf technische Einzelheiten näher einzugehen; es muß also, soweit in der Aussprache nicht besonders gewünscht, auf das bereits erschienenen Schrifttum und weitere Veröffentlichungen (27—40) hingewiesen werden.

Höhennavigierung.

Das Luftfahrzeug ist neben dem Unterseeboot das einzige Fahrzeug, das sich in drei Dimensionen frei bewegen kann. Demgemäß spielt auch die Höhennavigierung (41) eine nicht unwesentliche Rolle.

Die Höhe seines Luftfahrzeuges über Grund muß der Luftfahrer kennen einmal zur Einhaltung des genügenden Abstandes von den höchsten Erhebungen des Bodens bei der Durchführung des Fluges, dann aber auch zur vorsichtigen Annäherung an den Boden bei der Landung. Die zur Feststellung dieser »relativen Höhe« anzuwendenden Verfahren nennen wir die Luftlotung. Von allen physikalisch möglichen und teilweise auch praktisch in Angriff genommenen Verfahren hat sich bisher nur eines als wirklich brauchbar und genau erwiesen, das ist das Behm-Echolot (42). Nach der vorzüglichen Bewährung des Gerätes im Luftschiff ist es hier bereits zum unentbehrlichen Hilfsmittel der Navigierung geworden. Es war nicht nur möglich, durch Echolotungen die Höhe über Grund zu ermitteln und damit den barometrischen Höhenmesser zu berichtigen, sondern auch aus der Art des Echos Schlüsse auf die Beschaffenheit des Bodens zu ziehen und damit einen Anhalt für den Weg über ungleichförmigen, bekannten aber nicht sichtbaren Grund zu bekommen. Es ist ganz dringend zu wünschen, daß die weitere Erprobuug dieses wichtigen deutschen Gerätes für Flugzeuge mit allen Mitteln gefördert wird!

Die barometrische Höhenmessung ermöglicht das Aufsuchen und Einhalten einer Schicht bestimmten Luftdruckes; da diese Schichten gegenüber der Erdoberfläche nur wenig geneigt sind, das bekannte Meßverfahren aber sehr einfach und zuverlässig ist, kann die barometrische Höhenmessung für die Höhennavigierung dann als ausreichend angesehen werden, wenn zeitliche und örtliche Änderungen des Luftdruckes berücksichtigt oder durch Luftlotungen über See oder bekanntem Gelände berichtigt werden. Neben den normalen Bordgeräten haben sich empfindlichere barometrische Höhenmesser bis 500 m gut bewährt. Es empfiehlt sich, für diese Geräte die Luftdruckteilung fest, die Höhenteilung aber einstellbar zu machen.

Seitennavigierung ohne Bodenorganisation.

Bei sichtigem Wetter.

Die Seitennavigierung eines Luftfahrzeuges erfordert Bestimmung des eingehaltenen Kurses und des zurückgelegten Weges; dann ergibt sich aus der vektoriellen Addition der einzelnen Reisestrecken unter Bezug auf ein festgelegtes Koordinatensystem der Standort.

Karten.

Dieses Koordinatensystem wird, solange wir uns nicht mit der Navigierung im Weltenraum befassen, durch das um die Erdkugel gedachte Netzsystem, also durch Längen- und Breitengrade bestimmt sein. Für die praktische Navigierung wünscht man aber ebene Darstellungen der Erdoberfläche in einzelnen Blättern, d. h. Karten zu besitzen, auf denen die Abbildung zur bequemen Vornahme von Messungen abstands- und winkeltreu sein müßten. Diese Forderung ist infolge der doppelten Krümmung der Erdoberfläche aber nicht restlos zu erfüllen; es kann nur versucht werden, durch Wahl der Projektion einen für den Sonderzweck möglichst vorteilhaften Ausgleich zu schließen. Da es bei der Seitennavigierung in erster Linie auf die Richtungsbestimmung ankommt, werden winkeltreue Karten besonders bevorzugt werden; das sind die stereographische und die allgemein bekannte Mercatorprojektion. — Richtungen auf der Erdoberfläche (43, 44) werden durch Winkel mit dem Meridian festgelegt; diejenige Verbindungslinie zweier Orte, die die gleiche Richtung, d. h. den gleichen Kurs ständig einhält, ist die Loxodrome, eine für die Navigierung besonders wichtige Linie. Die Loxodrome ist in der Mercatorkarte eine Gerade (45, 46); darum bietet gerade diese Karte für die Kursbestimmung auf beliebige Entfernungen so besondere Vorteile. Nun ist die Loxodrome freilich nicht die kürzeste Verbindung zweier Punkte auf der Kugel, sondern die Orthodrome (47), der Großkreis. Der Großkreis wird zur Geraden in einer Projektion, die den Mittelpunkt der Erde als Projektionszentrum hat, nämlich der gnomonischen. — Da die elektromagnetischen Wellen sich längs Großkreisen vom Sender ausgehend nach allen Seiten ausbreiten, ist die gnomonische Karte für Funkpeilungen recht vorteilhaft. Leider ist sie aber nur im Kartenmittelpunkt winkeltreu, so daß Peilungen nur dann unmittelbar eingezeichnet werden können, wenn Sender oder Empfänger sich gerade im Kartenmittelpunkt befinden (48).

Die bisher genannten Kartenprojektionen bedürfen zur Abstandsbestimmung infolge der starken Verzerrungen besonders angepaßter Maßstäbe bzw. der Rechnung. Sie sind aber für die Navigierung auf große Entfernungen unentbehrlich; Mercatorkarten und gnomonische Karten werden daher nebeneinander und sich gegenseitig ergänzend benutzt.

Ein weiterer Ausgleich, der der Forderung der ähnlichen Abbildung noch näher kommt, ist die Kegelprojektion, die bekanntlich den in der Luftfahrt üblichen topographischen Karten zugrunde liegt. Die polykonische Projektion hat den Vorteil, daß man vier aneinander schließende Blätter zu einer Karte vereinigen kann; auch eine Reihe mehrerer Karten gleicher Breite. Fehler im Maßstab addieren sich nicht, da jede Karte unabhängig für ihren mittleren Meridian gezeichnet ist. Abstände können also sehr genau gemessen werden. Loxodrome und Orthodrome müssen dagegen für längere Reisestrecken aus Mercator- und gnomonischen Karten mit Hilfe des Gradnetzes in die polykonische Karte übertragen werden.

Den internationalen Luftkarten ist wie für die Seekarten die Mercatorprojektion zugrunde gelegt. Außerdem werden ebenfalls nach internationalen Vereinbarungen polykonische Luftkarten im Maßstab 1:300000 in den einzelnen Ländern hergestellt, von denen bei uns bisher als Muster die Blätter »Dresden« und »Nürnberg« (49) vorliegen. Diese Karte zeichnet sich inhaltlich vor der sonst üblichen topographischen Darstellung durch besonders klare Herausarbeitung der für den Luftfahrer allgemein wichtigen, der nützlichen und der gefährlichen Gebiete aus.

Ebenso wie verschiedene Karten für die Navigierung gebraucht werden, dienen auch zur Entfernungsmessung zwei verschiedene Maße gleichberechtigt nebeneinander; nämlich das hauptsächlich für kürzere Landstrecken und zur Angabe von Eigen- und Windgeschwindigkeit benutzte Kilometer und die für große Entfernungen und astronomische Navigation unentbehrliche Seemeile.

Kurs.

Unter Kurs verstehen wir den Winkel zwischen dem Meridian und dem Weg des Luftfahrzeuges. Die Richtung des Meridians ist an festen Orten durch astronomische Beobachtungen genau zu bestimmen; an Bord von bewegten Fahrzeugen muß diese Richtung durch besondere Geräte entweder festgehalten oder durch andere Richtungen, die in fester Beziehung zur Richtung des Meridians stehen, ersetzt werden.

Da die Richtwirkung des Kreiselkompasses auf der unveränderlichen Einwirkung der Richtung und Größe der Erdbeschleunigung und der Umfangsgeschwindigkeit der Erde an der Oberfläche beruht, ist seine Zuverlässigkeit im allseitig starken Beschleunigungen ausgesetzten Luftfahrzeug recht zweifelhaft. Im großen Luftschiff liegen die Verhältnisse wesentlich günstiger; der im »Graf Zeppelin« eingebaute Kreiselkompaß hat sich als hochempfindliches Steuergerät bei normaler Fahrt gut bewährt.

Solange es kein durchaus zuverlässiges Gerät für Luftfahrzeuge zur unmittelbaren Anzeige des Meridians gibt, muß man sich mit der Anzeige einer anderen festliegenden Richtung begnügen; das ist, wie Sie wissen, die Richtung des magnetischen Kraftfeldes der Erde; also der magnetische Meridian. Die nach ihm bestimmten Kurse werden — zum Unterschied von den rechtweisenden nach dem geographischen Meridian — mißweisend genannt. Der Betrag der Mißweisung ist leider in keine eindeutige für die ganze Erdkugel gültige Beziehung zu setzen, sondern von der Beschaffenheit der obersten Schichten der Erde stark abhängig, daher sehr verschieden und außerdem noch örtlichen Störungen unterworfen. Die Kursbestimmung und Kurshaltung mit Hilfe der magnetischen Richtweisung ist also nur möglich, wenn man seinen jeweiligen Standort kennt und dann um so schwieriger und unsicherer, je mehr sich die Linien gleicher Mißweisung auf der Reisestrecke drängen und je mehr man von ihnen schneidet. — Für die meisten Gebiete der Erde sind die Werte der magnetischen Mißweisung heute bestimmt und in magnetische Karten, die also ebenfalls zur Navigierung benötigt werden, eingetragen.

Kompaßfehler.

Die Bestimmung einer Richtung auf der Erdoberfläche wird in der Horizontalebene des Beobachtungsortes vorgenommen; Geräte, die eine Richtung in dieser Ebene anzeigen, nennen wir Kompasse (50). Die magnetischen Kraftlinien verlaufen aber nur im äquatorialen Gebiet parallel zur Erdoberfläche, also horizontal; sie neigen sich bei Annäherung an die magnetischen Pole immer mehr und stehen auf diesen selbst senkrecht. In unseren Breiten beträgt die Neigung der magnetischen Kraftlinien zum Horizont (Inklination) etwa 70°; das bedeutet, daß wir nur einen sehr geringen Anteil der gesamten magnetischen Richtkraft für die Anzeige der horizontalen Richtung (Horizontal-Intensität) ausnützen können. Eine im Schwerpunkt aufgehängte Kompaßnadel würde sich bei uns daher um den gleichen Winkel gegenüber dem Horizont neigen; durch größere Masse am Südende der Nadel und durch Wahl des Aufhängungspunktes hoch über dem Schwerpunkt ist aber dafür gesorgt, daß infolge ungleicher Massenkräfte auf das System im Schwerefeld der Erde die vertikale magnetische Richtkraft (Vertikalintensität) gerade aufgehoben wird und die Nadel horizontal steht. Es erhellt daraus, daß auf den magnetischen Richtweiser für die Horizontalebene nicht nur die Richtung der magnetischen Kraftlinien, sondern auch die Richtung und Größe der Schwerkraft bestimmend ist. Das heißt: die Kompaßnadel stellt sich jederzeit so ein, daß ihre Nord-Süd-Richtung in die durch beide Kraftrichtungen bestimmte Ebene, die magnetische Meridianebene fällt. Im Flugzeug wird nun bei auftretenden Beschleunigungen das wahre Lot ersetzt durch das scheinbare; sobald also das scheinbare Lot aus der Ebene des magnetischen Meridians heraustritt, wird der Kompaß als horizontaler Richtungsweiser falsch zeigen. Dieser Fall tritt vor allem dann ein, wenn die zusätzlichen Beschleunigungen senkrecht zum magnetischen Meridian stehen, d. h. bei Querbeschleunigungen auf Nord- und Südkurs, bei Längsbeschleunigungen auf Ost- und Westkurs. Östlich gerichtete Beschleunigungen bewirken eine Abweichung der Rose im scheinbaren Horizont vom Steuerstrich nach Osten, westlich gerichtete Beschleunigungen bewirken eine Abweichung der Rose im scheinbaren Horizont vom Steuerstrich nach Westen. — Ich möchte das an einem Beispiel erläutern: Ein Flugzeug fliegt nach Norden und geht gewollt oder ungewollt in eine Kurve nach Osten; die rechte Tragfläche senkt sich, ebenso die Ostseite der Rosenebene; die Ablenkung des Nordstriches der Rose in Richtung der magnetischen Kraftlinien erfolgt also rechts herum, das ist östlich. Ist nun die Abweichung der Rose gleich oder größer als die Kursänderung des Flugzeuges so wird gar keine oder eine entgegengesetzte Wendung angezeigt; und darin liegt natürlich eine große Gefahr. — Bei einer Kurve von Südkurs nach Osten erfolgt gleichfalls eine Abweichung der Rose nach Osten, also wieder rechtsherum, d. h. der anliegende Südstrich der Rose wandert nach Westen, also entgegengesetzt der Wendung des Flugzeuges. Diese wird damit in jedem Falle verstärkt aber in richtigem Sinne angezeigt.

Auf dieses eigenartige Verhalten der Magnetkompasse in stark beschleunigten Fahrzeugen hat zuerst Herr Boykow (51) 1913 hingewiesen und zugleich die richtige Erklärung und theoretische Ableitung dazu gegeben. Während des Krieges wurde die Erscheinung in England als »northerly turning error« nochmals entdeckt, weil sie sich auf Nordkurs besonders unangenehm bemerkbar macht und beim Nebelflug leicht zum Absturz führen kann. Der »northerly turning error« ist dann von den Engländern theoretisch und experimentell sehr gründlich weiter untersucht worden (52, 53). Das Ergebnis dieser Arbeiten ist der Entwicklung der englischen Kompasse großer Schwingungsdauer und starker Dämpfung zugrunde gelegt; sie gipfelt im »Aperiodic-Kompaß«.

Die gemeinsame Wirkung von Schwerkraft, Beschleunigung und magnetischer Richtkraft ist nicht die einzige Ursache der fehlerhaften Anzeige von Kompassen in Kurven; es kommen auch noch die Massenbeschleunigung der nicht ausgeglichenen Rose, ihre Trägheit, die Mitschleppung durch die Flüssigkeit und die dauernden kleinen Beschleunigungen in Form von Schwingungen hinzu (54—56).

Auf den störenden Einfluß des in jedem Flugzeug vorhandenen festen und flüchtigen Magnetismus muß auch noch kurz eingegangen werden. Die durch den festen Magnetismus im Luftfahrzeug hervorgerufene Ablenkung, die Deviation, wird im allgemeinen auf dem Boden bestimmt und bis auf geringe Restbeträge für die horizontale Lage kompensiert (57). Dagegen ist die Beseitigung der durch flüchtigen Magnetismus bewirkten Deviation vor allem bei geneigtem Flugzeug praktisch kaum durchführbar. — Angeregt durch die Arbeiten von Herrn Schlomka, Halle, der zur Erhärtung einer besonderen Anwendung der Relativitätstheorie auf das elektromagnetische Feld der Erde eine Abweichung bei einem auf Nord- oder Südkurs mit 35 m/s Eigengeschwindigkeit fliegenden Flugzeug um 6° nachweisen wollte und bei seinen ersten Versuchen auch gefunden zu haben glaubte (58), habe ich im Frühjahr 1928 bei der DVL systematische Untersuchungen der Deviation im Fluge angestellt. Über das Ergebnis dieser Arbeiten, die leider durch die Auflösung der Physikalischen Abteilung der DVL abgebrochen wurden, werde ich an anderer Stelle ausführlicher berichten. Eine größere Abweichung, als sie mit der Genauigkeit des Meß-Verfahrens zu erklären wäre, habe ich bisher jedenfalls nicht gefunden. Herr Opitz — und hier ergibt sich wiederum für mich die traurige Pflicht, eines unserem Navigierungsausschuß durch seine großen praktischen Erfahrungen und die bis zu seinem frühen Ende unermüdliche, aussichtsreiche Mitarbeit so besonders nahe stehenden, auch persönlich unvergeßlichen Toten zu gedenken — Herr Opitz hat im Sommer 1928 ähnliche Untersuchungen durchgeführt und ist dabei zu vorläufigen Ergebnissen gekommen, die sehr merkwürdig sind, aber noch weiterer Nachprüfung bedürfen (59). Deviationsänderungen im fliegenden Flugzeug sind durchaus möglich und sollten dringend genauer untersucht werden.

Ich habe das Verhalten der Magnetkompasse im Flugzeug hier einmal ausführlicher behandelt, um an einem Beispiel zu zeigen, daß selbst der bisher einzig brauchbare Richtungsweiser in seinem physikalischen Verhalten durchaus nicht so »einfach« ist, wie viele glauben. Jeder Magnetkompaß ist nach Bauart, Einbau und Betriebsbedingungen des Luftfahrzeuges ein Individuum; und die Art, ihn zu nutzen, will wirklich verstanden sein. Also: »Man soll keine physikalischen Unmöglichkeiten von ihm verlangen«! —

Langschwingende Kompasse stehen zwar ruhig und sind daher scheinbar zum Steuern besonders geeignet (60); bei unruhigem Wetter und ungewollten Kurven zeigen sie aber ebenso unvermeidlich falsch, und dann längere Zeit als ein kurzschwingender.

Unter Berücksichtigung der insgesamt möglichen störenden Einflüsse haben wir in Deutschland daher bewußt den gut gedämpften Kompaß kurzer Schwingungsdauer bevorzugt; wir finden unsere Erwartungen durch die neueren Erfahrungen auch immer wieder bestätigt. Der Projektionskompaß (59) ist eine besonders gute Verbindung von kurzer Schwingungsdauer mit hinreichender Dämpfung und genauer bequemer Ablesbarkeit. In England scheint man sich übrigens neuerdings auch mit dem kurzschwingenden Kompaß mehr befreunden zu wollen. Auf die Vorzüge des bewährten pneumatischen (59) Fernkompasses, der auch das selbsttätige Einhalten des Kurses ermöglicht, will ich nicht näher eingehen. Der Induktionskompaß (61) ist leider noch recht störungsempfindlich, arbeitet bei entsprechender Wartung aber sehr gut; er ist ohne Zweifel ein ausgezeichnetes Prüf- und Vergleichsgerät für magnetische Messungen im Luftfahrzeug.

Früher war der Kompaß allein zugleich Kurs- und Steuergerät; daher sein Versagen im Nebel mit oder ohne Nordwendefehler. Heute ist der Kompaß nur noch Kursanzeiger und der Wendezeiger (62), der schon zur Erhaltung des richtigen Flugzustandes in jedem Flugzeug unentbehrlich ist, dient als hochempfindliches Steuergerät. Mit dem Wendezeiger werden größere Abweichungen vom mittleren Kurs, der am Kompaß abzulesen ist, vermieden. Eine besonders zweckmäßige Anordnung der Geräte würde dadurch zu erzielen sein, daß Wendezeiger, Anzeigegerät vom Fernkompaß (eisenfrei!) und Trommelkompaß unmittelbar senkrecht übereinander angebracht sind und bei einer Kursänderung sämtliche Zeiger nach der gleichen Seite ausschlagen. Ebenso kann auch eine mechanische Kopplung des Wendezeigers mit dem Kompaß als Kurssteuergerät dienen.

Der Sonnenkompaß (63) leistet in hohen Breiten recht gute Dienste, solange man auf dem geographischen Meridian bleibt, d. h. auf rechtweisendem Nord- oder Südkurs — und — wenn die Sonne scheint. Beim Verlassen des Meridians ändert sich die Ortszeit; die notwendige Berichtigung des Sonnenazimuts kann aber nur dann einwandfrei erfolgen, wenn die Längenänderung bei der Reise durch Messung über Grund bekannt ist; das ist recht unbequem und ohne Bodensicht auch schwer durchführbar (64).

Weg- und Ortsbestimmung.

Der in der Luft zurückgelegte Weg wird in ebenso einfacher wie zuverlässiger Weise am geeichten Luftlog (65) abgelesen; unter Berücksichtigung der verflossenen Zeit oder auch unmittelbar ergibt sich die Eigengeschwindigkeit des Fahrzeuges gegenüber Luft.

Der Ort des Luftfahrzeuges in bezug auf die als ruhend angenommene Luft ist dann der Endpunkt des Kurs-Weg-Vektors, bei mehrfach geänderten Kursen ergibt er sich durch vektorielle Addition der einzelnen Luftstrecken. Es ist heute durchaus möglich diese Luftkoppelung mit Hilfe von Fernkompaß und Luftlog auch für rechtweisenden Kurs — ähnlich wie bei Schiffen — selbsttätig zu machen. Die dauernde sorgfältige Luftweg-Koppelung ist für die Navigierung bei unsichtigem Wetter darum sehr wichtig, weil sie gestattet, bei gelegentlich möglichem Vergleich mit dem Standort über Grund unmittelbar den Windvektor zu zeichnen und danach die weitere Navigation zu bestimmen. Bei Kenntnis des Windes in der Flughöhe — etwa durch die Flugwetterberatung — ist es ebenso möglich, durch die Ankoppelung des Windvektors für die abgelaufene Flugdauer den Standort über Grund wenigstens angenähert zu ermitteln und die Aufnahme der Bodenorientierung beim Insichtkommen zu erleichtern.

Abtriftmessung.

Die eigene, unregelmäßige und starke Bewegung des Luftmeeres ist es, die die Navigierung in der Luft gegenüber der auf See so überaus schwierig und bei unsichtigem Wetter unzuverlässig macht.

Der Einfluß des Windes (66, 67) auf ein Luftfahrzeug äußert sich im allgemeinen darin, daß eine Versetzung nach der Seite, d. i. Abtrift erfolgt und damit ein Kurs über Grund geflogen wird, der von dem in der Luft gesteuerten Kurs um den Abdriftwinkel abweicht (68, 69).

Die Abtrift ständig messend zu verfolgen ist eine der wichtigsten Aufgaben der Luftnavigation. Diese Messung muß daher so weit mechanisiert, so bequem und ohne Nachdenken durchführbar gemacht werden, daß der Führer gar nicht mehr an ihr vorüberkann und sie sozusagen »beiläufig« erledigt. Abtriftmesser, die im freien Luftstrom außenbords beobachtet werden müssen, gehören als Zeugen einer überwundenen Entwicklung ins Museum. Heute sitzt der Führer gegen Wind und Wetter geschützt behaglich in seinem Führerraum und kann in Ruhe mit Hilfe von Sehrohren oder durch Projektion des Bodens auf Mattscheiben die notwendigen Messungen vornehmen.

Zur Messung der Abtrift sind zwei Verfahren möglich:

1. Die Messung der scheinbaren Bewegung des Grundes unter dem Luftfahrzeug gegenüber dessen Längsachse,
2. die Messung der Richtung feststehender Deckpeilungen voraus oder achteraus.

Das erste Verfahren wird durch das Rollen und Stampfen des Luftfahrzeuges bei böigem Wetter unangenehm beeinflußt. Die für dieses Verfahren benutzten handlichen Geräte, die zweckmäßig unmittelbar mit einem Kompaß verbunden sind, gehen in ihren Grundlagen auf den alten Flugzeugkompaß von Daloz (70) zurück. Ich zeigte Ihnen im vergangenen Jahre ein Ausführungsbeispiel (71). Zugleich mit dem Abdriftwinkel wird auch die Geschwindigkeit über Grund ohne Kenntnis der Flughöhe ermittelt. Nach dem Vorschlage von Bennewitz u. a. (72) läßt sich auch diese Messung weitgehend mechanisieren.

Das zweite Verfahren wird seltener angewandt, ist aber genauer, da die Eigenbewegungen des Luftfahrzeuges weniger stören. Die dafür benutzten Geräte sind dreh- und schwenkbare Periskope, die freie Sicht nach vorn und achtern haben. Ein derartiges englisches Gerät (73), das an der Seite, nach unten durchschwenkbar angebracht ist, gestattet zugleich die Messung der Geschwindigkeit über Grund bei bekannter Flughöhe.

Die Abtriftmessung ermöglicht bei sichtigem Wetter eine vollkommen genaue Navigierung auch über unbekanntem Gelände, wenn nur einige natürliche, feste Anhaltspunkte gegeben sind, die über See z. B. durch Abwurf von Peilbomben geschaffen werden können.

Die Berichtigung des Kurses und die Bestimmung der Windrichtung und -geschwindigkeit auf Grund der Abtrift- und Grundgeschwindigkeitsmessung erfolgt mit Hilfe eines der in verschiedenen bewährten Ausführungen vorhandenen Auswertegeräte oder Kursdreiecke (74).

Seitennavigierung ohne Bodenorganisation.

Bei unsichtigem Wetter.

Bei unsichtigem Wetter gibt es bis heute kein brauchbares Verfahren Kurs und Geschwindigkeit eines Luftfahrzeuges über Grund unmittelbar zu messen. Theoretisch ist es wohl möglich, durch mechanische Integration der Einzelbeschleunigungen während des Fluges die Aufgabe zu lösen (75, 76). Die praktischen Schwierigkeiten sind außerordentlich groß; bis heute gibt es jedenfalls noch kein Gerät, das die Aufgabe auch nur für kurze Zeit befriedigend erfüllt. Auch der Gedanke, die Geschwindigkeit über Grund aus der Messung des durch den Schnitt der magnetischen Kraftlinien des Erdfeldes induzierten Stromes abzuleiten, dürfte mehr ein interessanter physikalischer Versuch als ein eine praktisch nutzbare Möglichkeit bedeuten.

Eine Ortung bei unsichtigem Wetter ohne Bodenorganisation ist daher bis heute fast unmöglich. Zwar wird man durch die ständige Luftwegkopplung und unter Zuhilfenahme der meteorologischen Navigation einen ungefähren Anhalt für den Standort gewinnen können; auf die laufende Prüfung der Bodenerhebungen und der Bodenbeschaffenheit während des Fluges durch wiederholte Echolotungen habe ich bereits hingewiesen. Auch die Messung der magnetischen Inklination würde, wenn sie praktisch einwandfrei durchgeführt werden könnte, eine Standlinie ergeben. Aber alle diese Feststellungen sind doch so roh und unsicher, daß eine erfolgreiche Navigierung darauf allein kaum aufgebaut werden kann.

Astronomische Ortsbestimmung.

Die astronomische Ortsbestimmung an Bord von Luftfahrzeugen (77) und ihre Bedeutung für die Luftnavigation ist bisher viel umstritten worden. Der Streit der Geister in dem Fach-Schrifttum geht vor allem darum, welches Auswertungsverfahren zur Ermittlung einer Standlinie aus einer Gestirnshöhenmessung das beste und für die Praxis zweckmäßigste sei (78, 79). Nun, das ist zum Teil Geschmacksache oder eine Angelegenheit der persönlichen Übung. Es gibt jedenfalls eine ganze Reihe von Verfahren, Tabellen, Nomogrammen, Rechenschiebern und mechanischen Auswertegeräten (80—85), die ohne erheblichen Aufwand von geistiger Arbeit und Zeit ein brauchbares Ergebnis liefern; besonders, wenn einige vorbereitende Arbeiten, wie das Zusammenstellen der notwendigen astronomischen Daten, die Berechnung der Stundenwinkel der zu beobachtenden Gestirne usw. im voraus gemacht wurden (86, 87). Die Hauptschwierigkeit der astronomischen Ortsbestimmung besteht jedenfalls darin, mit Hilfe eines Winkelmeßgerätes die Höhe eines Gestirns über dem Horizont des Beobachters genau zu bestimmen. Der natürliche Horizont, die Kimm, über der in der Seefahrt sonst beobachtet wird, ist im Luftfahrzeug nur selten sichtbar. Dagegen ist bei ruhiger Wetterlage öfters ein gut ausgebildeter Dunst- oder Wolkenhorizont sichtbar, über dem dann beobachtet werden kann, wenn die Höhe des Luftfahrzeuges über diesem bekannt ist und als Kimmtiefe in Rechnung gesetzt werden kann. Durch Augenbeobachtung, mit Hilfe von besonderen Kimmtiefemessern (88), aber auch durch Temperaturmessungen wird man die Höhe solcher oberen Dunst- oder Wolkengrenzen als Temperatur-Umkehrschichten oft recht gut ermitteln können; das letzte ist eine der Aufgaben der später zu behandelnden meteorologischen Navigation. In allen anderen Fällen muß der Horizont durch ein der Richtung des Schwerefeldes der Erde gehorchendes Gerät, zumeist eine Libelle oder ein Pendel ersetzt werden (89). Leider sind diese Geräte aber auch allen unvermeidlichen und unregelmäßigen Störbeschleunigungen ausgesetzt und damit für die genaue Höhenwinkelmessung recht unsicher. Beobachtungen voraus und achteraus gelingen mit einem künstlichen Horizont deshalb im allgemeinen besser als solche querab. Um den wahrscheinlichen Fehler kleiner zu machen, werden vielfach 6 Einzelbeobachtungen zu denen man etwa 4 Minuten Zeit braucht, gemittelt. Nach den bisherigen Erfahrungen ist dieser wahrscheinliche Fehler je nach dem Wetter im Mittel aus 6 Beobachtungen 5 bis 9 Bogenminuten; im Luftschiff $1\frac{1}{4}$ bis $2\frac{1}{2}$ Minuten. Die Fehler bei den Beobachtungen über dem künstlichen Horizont sind zufällige, die über dem natürlichen Horizont, auch über Wolken, dagegen Festwerte und durch Kimmtiefenberichtigung auszugleichen. Das letzte Verfahren ist also in gewissen Fällen zuverlässiger und zugleich auch bequemer. Die in Luftfahrzeugen verwendeten Libellensextanten sollten daher so beschaffen sein, daß man mit ihnen auch über dem natürlichen Horizont beobachten kann. Die Teilung der Geräte wird der zur Zeit erreichbaren Genauigkeit entsprechend in $^1/_{10}$ Graden ausgeführt; das bringt natürlich auch für die Auswertung bedeutende Vereinfachungen. Da ein Fehler von 4 Sekunden in der Zeitmessung höchstens einen Fehler von einer Bogenminute im Endergebnis ausmacht, genügt zur Zeitbestimmung im allgemeinen eine gute Taschenuhr.

Die Auswertung einer einzelnen Gestirnshöhenmessung zu einer Standlinie setzt voraus, daß der Standort wenigstens angenähert bekannt ist. Der durch Kurskoppelung gefundene Standort, das gegißte Besteck, wird durch die astronomische Beobachtung keineswegs überflüssig; er ist im Gegenteil eine notwendige Voraussetzung. Das gegißte Besteck wird durch eine astronomische Standlinie nur verbessert; aus zwei günstig liegenden Gestirnsmessungen läßt sich dann als Schnittpunkt zweier Standlinien der Standort rein astronomisch ermitteln. — Die astronomische Navigation muß jedenfalls als Möglichkeit zur Verbesserung und Ergänzung anderer Verfahren zur Ortsbestimmung ernsthaft gewertet und weiter gepflegt werden, um auch noch mehr praktische Erfahrungen zu gewinnen. Es ist zu hoffen, daß neuartige Geräte, wie der Opitzsche Periskop-Sextant oder die photographische Gestirnshöhenmessung die notwendige Zuverlässigkeit der Beobachtungen weiter verbessern werden.

Seitennavigierung mit Bodenorganisation.

Allgemeine Aufgabe.

Andere Verfahren, den Standort eines Luftfahrzeuges ohne Sicht irdischer oder astronomischer Anhaltspunkte nur mit Bordmitteln allein zu bestimmen, kennen wir bisher nicht. — Weitere, aussichtsreiche Möglichkeiten eröffnen sich erst dann, wenn man bodenorganisatorische Mittel zu Hilfe zieht. Es handelt sich also hier um die Lösung einer allgemeinen verkehrstechnischen Aufgabe, nämlich: Die Übermittlung von bestimmten, festgelegten Zeichen an oder von eigenbewegten Fahrzeugen zum Zwecke der Ortsbestimmung oder der Nachrichtenübermittlung. — Unter allen bekannten Fahrzeugen sind die Schwierigkeiten zur Lösung dieser Aufgabe am größten beim Flugzeuge; denn

1. handelt es sich um ein Fahrzeug, das im Raume frei beweglich ist und das noch dazu seinen Gleichgewichtszustand nur in Bewegung erhalten kann;
2. die Übermittlung der Zeichen kann nur mittelbar durch das Zwischenmedium erfolgen;
3. dieses Medium, also das Luftmeer, ist sehr erheblichen und raschen physikalischen Zustands-Änderungen ausgesetzt;
4. die unmittelbare physiologische Sinneswahrnehmung der Zeichen, für die in erster Linie das Gesicht und das Gehör in Frage kommen, weiter auch der Geruch (90) und das Gefühl, wird durch Unsichtigkeit, Störgeräusche, Beschleunigungen usw. vielfach unmöglich gemacht;
5. der mittelbare Empfang mit Hilfe von physikalischen Geräten ist durch den Betriebszustand des Luftfahrzeuges sehr erschwert.

Es wird sich also darum handeln, durch Fernwirkung mit Hilfe von Schwingungen verschiedener Wellenlängen (akustische, optische, elektromagnetische) durch die Luft oder den Äther hindurch physikalische Geräte zum Ansprechen zu bringen und die empfangenen Zeichen der physiologischen Wahrnehmung zugänglich zu machen oder unmittelbar einen mechanischen Vorgang auszulösen (Aufzeichnung, Fernsteuerung). Die Übermittlung der Zeichen muß weiter auf geradliniger Bahn so erfolgen, daß die Richtung der kürzesten Verbindung zwischen Sender und Empfänger (Großkreis) eindeutig festliegt und peilbar ist.

Peilungen.

Wir unterscheiden dabei (91):

Richtungsbestimmung ortsfester Zeichensender (Schall, Sicht-, Funkbaken) vom Fahrzeug (Bordpeiler) aus = Eigenpeilung.

Richtungsbestimmung des Fahrzeuges von ortsfesten Stationen (Bodenpeilstellen) aus = Fremdpeilung.

Richtungsbestimmung ortsfester Stationen (Richtbaken) vom Fahrzeug aus mit Hilfe von gerichteten Zeichen (Leitstrahl) = Mischpeilung.

Wird auf eine Messung der Richtung verzichtet und der Zeichensender unmittelbar angesteuert, so spricht man von Leitfahrt oder Zielfahrt.

Schwingungen aller Wellenlängen als Signal- und Peilmittel.

Untersuchen wir nun die Gebiete verschiedener Wellenlängen auf ihre Anwendbarkeit zur Zeichenübermittlung für die Zwecke der Luftfahrt, so ergibt sich folgendes Bild:

1. Schallsignale haben wenigstens für unmittelbare physiologische Wahrnehmung geringe Reichweite, die zudem durch starke Störgeräusche weit herabgesetzt wird. Schallwellen unterliegen oft der Reflexion an Schichten verschiedener Dichte; ihre Richtungsbestimmung in Luft ist daher, wie aus der Seefahrt bekannt, recht unsicher.

2. Ultrasonore Signale haben sich bei der Wasserlotung wohl bewährt; in Luft sind sie aber kaum verwendbar.

3. Ultraviolettes Licht wird so stark vom Dunst absorbiert, daß es zur Signalgebung bei unsichtigem Wetter nicht in Frage kommt.

4. Optische Signale sind bei entsprechender Stärke unmittelbar auf große Entfernungen gut wahrnehmbar; sie sind daher ein sehr wichtiges Kennungsmittel für den Nachtluftverkehr. Bei zunehmender Unsichtigkeit der Luft sinkt die Reichweite der optischen Signale aber so weit ab, daß bei Nebel ihr praktischer Nutzen sehr zweifelhaft wird.

5. Infrarote Signale sind nicht unmittelbar wahrnehmbar. Ihre Reichweite ist ziemlich beschränkt und durch Nebel gleichfalls stark gemindert. Zur weiteren Untersuchung ihrer Anwendbarkeit — auch der recht aussichtsreichen langwelligeren Wärmestrahlen — für verkehrstechnische Aufgaben hat sich beim V.D.I. kürzlich ein Arbeitsausschuß gebildet.

6. Elektromagnetische Wellen allein haben sich bisher infolge ihrer großen Reichweite, der vorzüglich entwickelten Empfangstechnik, der — wenigstens für längere Wellen — guten Peilbarkeit und der — für ganz kurze Wellen — guten Richtbarkeit zur Übermittlung von Signalen zwischen Erdboden und Luftfahrzeug und umgekehrt zum Zwecke der Nachrichtenübermittlung und der Standortsbestimmung praktisch bewährt (92—97).

Funknavigierung.

Da Herr Dr. Glöckner im anschließenden Vortrag ausführlich über Funkpeilung sprechen wird, kann ich mich hier kurz fassen (98).

Vom Standpunkt der praktischen Navigierung ist die Eigenpeilung (99, 100) vorzuziehen; der Führer will mit Recht selbst verantwortlich für seine Messungen sein, er verläßt sich nicht gern auf fremde Hilfe. Außerdem liegt ein großer Vorteil und eine wünschenswerte Unabhängigkeit darin, jeden in Betrieb befindlichen Funksender anpeilen und die Messungen beliebig oft wiederholen zu können. Auch der Zielflug zum Flughafensender, der sich in schwierigen Lagen bei Versagen aller anderen Möglichkeiten zur Ortsbestimmung als besonders brauchbare Hilfe erweist, ist mit dem Eigenpeiler an Bord recht gut ausführbar. Die bereits vorhandenen, anschaulichen selbsttätigen Peilzeiger (101, 102) vereinfachen die Arbeit des Führers ganz wesentlich.

Die Mischpeilung, also der Empfang gerichteter Zeichen an Bord des Luftfahrzeuges hat den Vorteil, daß neben dem normalen Funkempfänger keinerlei zusätzliches Gerät benötigt wird. Der Funkleitstrahl ermöglicht die scharfe Kennzeichnung des kürzesten Luftweges zwischen zwei Flughäfen. Mit Hilfe des bei uns bereits im Jahre 1917 erprobten, von Scheller und Kiebitz angegebenen a-n-Leitstrahlverfahrens (103, 104) lassen sich heute ebenfalls anschauliche Anzeigegeräte betätigen, die den Führer jede Abweichung vom Leitstrahl genau erkennen lassen. Eine ähnliche, mit ganz kurzen Wellen betriebene Anordnung, die noch durch kleine Sender sehr geringer Reichweite gewissermaßen als Kontroll- und Abstandsmarken auf der Strecke unterstützt wird, befindet sich zur Zeit bei einer amtlichen Stelle in aussichtsreicher Erprobung. — Auch in dem amerikanischen Luftverkehr hat sich das gleiche, allerdings mit langen Wellen betriebene Verfahren sehr gut bewährt (105, 106). Der Leitstrahl ist jedenfalls ein vorzüglicher Ersatz für das sehr kostspielige und wenig bewährte Leitkabel.

Die Fremdpeilung arbeitet bei gutem Zusammenspiel der Funkstellen im allgemeinen recht befriedigend (107); sie nimmt dem Führer die ganze Arbeit der Ortsbestimmung ab — aber zugleich auch die Möglichkeit eigener Nachprüfung und eigener Verantwortung.

Die technisch recht gut entwickelte und weiter aussichtsreiche Funknavigierung darf aber den Führer eines Luftfahrzeuges niemals veranlassen, die anderen Navigierungsverfahren darüber zu vernachlässigen; am wenigsten die ständige Kurs-Weg-Koppelung. Das gegißte Besteck wird bei der Ermittlung der Funkstandlinie ebenso gebraucht wie bei der astronomischen Standlinie (108—111). Die Funknavigation bedeutet eine wertvolle Hilfe von außen, die aber auch einmal ausbleiben oder versagen kann. Geschieht das, so muß der Führer sofort in der Lage sein, mit den anderen,

gleichzeitig angewendeten Verfahren allein seine Reise richtig fortzusetzen. Es wäre auch falsch, die Funknavigation als alleinrettendes Hilfsmittel der Luftnavigierung zu betrachten und sie darum allein besonders zu fördern.

Nachtflug.

Über die damals in Amerika dicht ausgebaute Nachtstreckenbefeuerung sagt der bereits erwähnte Captain Tymms (2), es lasse darauf schließen, daß die Amerikaner offenbar in Navigation und Kompaßbenutzung nicht weit vorangeschritten seien.

Meine Damen und Herren! Die mit erheblichen Kosten angelegten und betriebenen Feuerketten und Luftstraßen (112—114) für den Nachtluftverkehr gewissermaßen als Ersatz für die bei Tage als Wegweiser dienenden Eisenbahngeleise, sind wohl zur Zeit noch notwendige Krücken; der fortgeschrittene Luftverkehr sollte sich ihrer aber möglichst bald entledigen. — Das Kind ist alt genug; es muß nun auch einmal allein gehen lernen; und wenn es erst einmal gelernt hat, im Nebel seinen Weg zu finden, ist auch die dunkle Nacht kein Schreckgespenst mehr. — Einzelne starke Luftfahrtfeuer haben genau wie in der Seefahrt ihre Bedeutung und Notwendigkeit als Bodenkennungen, als Leit- und Zielfeuer und zur Kennzeichnung von Flughäfen und Notlandeplätzen. Durch einzelne Feuer auf der Strecke soll die Geschwindigkeits- und Abtriftmessung über Grund auch in dunkler Nacht erleichtert werden, soweit dazu Bordscheinwerfer nicht ausreichen. — Die Nachtstreckenbefeuerung mit schwachen Feuern zwingt die Führer aber geradezu, tief zu fliegen und sich dadurch größeren Gefahren bei plötzlichen Störungen auszusetzen. Nachtstreckenbefeuerung, die über gebirgiges Gelände führt, dessen höchste Erhebungen bei niedrigen Wolken verdeckt sind, hat wenig Zweck. Auf solchen Strecken heißt es eben: bei Nacht und Wolken entweder über den Wolken oder gar nicht fliegen! — Im übrigen ersetzt ja der erwähnte, auch bei unsichtigem Wetter brauchbare Funkleitstrahl die Nachtstreckenbefeuerung in idealer Weise.

Daß im Nachtverkehr Positionslampen zur Vermeidung von Zusammenstößen geführt werden müssen, ist selbstverständlich. Die farbigen Gläser verschlucken aber sehr viel kostbaren Lichtstrom (117). Besser, weil weiter sichtbar und auffallender haben sich versuchsweise weiße Blinklichter bewährt. Bei unsichtigem Wetter wird man durch Verkehrsordnung, die durch Funkverkehr unterstützt wird, unter Ausnützung der dritten Dimension die ernste Gefahr eines Zusammenstoßes möglichst zu mindern suchen.

Meteorologische Navigierung.

Mit dem Begriff der meteorologischen Navigation wird leider oft Mißbrauch getrieben. Meteorologisch navigieren (118) heißt nicht, um jede Wolke herumfliegen; ich verstehe darunter vielmehr die bewußte Anwendung der Kenntnis vom zeitlichen und örtlichen Zustande des Luftmeeres (119) und der allgemeinen Wetterlage, auch der klimatologischen Erfahrungen (120), zur Unterstützung des Fluges (Rückenwind, Sicht) einerseits, andererseits zur Vermeidung der Gefahren des Luftmeeres (121) (elementarer Niederschlag, Vereisung, Blitzschlag, Böen). — Daß der Bodenluftdruck heute mit Hilfe des Echolotes ermittelt werden kann, ist ein ganz bedeutender Gewinn. Aus der Beobachtung der Temperatur wird man Schlüsse auf die Vereisungsgefahr aber auch auf die Staffelung der Luftkörper ziehen; Windrichtung und Geschwindigkeit in Flughöhe sind bei Bodensicht nach den erwähnten Abtriftverfahren zu messen; der Wind am Boden kann aus Seegang, Rauchfahnen, Sand- oder Schneedünen usw., in der Höhe aus der Bewegung der Wolkenschatten über Grund gelegentlich bestimmt werden. — Bei sehr langen Luftreisen, bei denen gerade die meteorologische Navigierung besonders wichtig ist, wird man auf die Übermittlung meteorologischer Nachrichten vom Boden ungern verzichten. Dazu ist heute nicht mehr nötig, fast zwei Stunden Sammeltelegramme als Unterlage zum Zeichnen einer Wetterkarte aufzunehmen, der Bildfunk setzt uns in die Lage, mit Hilfe eines einfachen, leicht zu bedienenden Gerätes, das an den normalen Funkempfänger angeschlossen wird, in etwa 5 Minuten eine fertige Wetterkarte mit den für die meteorologische Navigierung notwendigen Angaben zu erhalten. Ebenso lassen sich, wie bereits geschehen (122 bis 124), auch Karten über Nebelausbreitung, Gewitterfronten usw. von einem Sender an viele Luftfahrzeuge gleichzeitig übermitteln.

Navigierung im Polargebiet.

Gestatten Sie mir noch einige Worte über die Navigation im Polargebiet mit Rücksicht auf die im April geplante Forschungsfahrt mit dem Luftschiff »Graf Zeppelin« in die Arktis (125, 126).

Unmittelbare atmosphärische Gefahren bestehen in dieser Jahreszeit für ein Luftfahrzeug im Polargebiet nicht; es sind weder elementare Niederschläge, noch Gewitter oder stärkere Böen zu befürchten (127—129). — Auch die Gefahr des Eisansatzes ist gering. Ich habe gezeigt (130), daß der gefährliche Ansatz von festem, glasigem Eis nur in stark übersättigten Luftschichten bei einer Temperatur von etwa 0° und wenig darunter erfolgen kann. Solche Schichten sind aber infolge der zumeist bereits eingetretenen Kondensation des Wasserdampfes in Form von Nebel oder Wolken zu erkennen. Im April ist im Polargebiet aber noch mit Temperaturen weit unter — 10° C, mit sehr trockener Luft und spärlichem, nicht sehr mächtigem Nebel zu rechnen; auch die Luftbewegung wird schwach sein, so daß die allgemeinen meteorologischen Bedingungen im April in der Arktis weit günstiger sein werden, als in anderen Breiten. — Der bei sehr niederen Temperaturen mögliche Eisniederschlag in Form von feinen Eiskristallen (Reif) bedeutet keine unmittelbare Gefährdung für ein Luftfahrzeug. — Es ist im übrigen Vorsorge getroffen, auf Grund eines für den Sonderzweck vorzüglich organisierten meteorologischen Nachrichtendienstes und laufender eigener Messungen der Temperatur und Feuchtigkeit in den Luftschichten über und unter dem Schiff nach ganz neuartigen Meßverfahren (131), der Schiffsführung die für eine gefahrlose Navigierung nötigen Unterlagen über die Beschaffenheit des Luftmeeres im Fahrbereich des Schiffes zu geben.

Was die Navigierung über Grund anbetrifft, so ist ohne weiteres einzusehen, daß die Verhältnisse im Polargebiet recht große Schwierigkeiten bieten (132). Der Kreiselkompaß wird von etwa 80° Breite ab unbrauchbar. Dagegen sind geeignete, starke Magnetkompasse, wie alle bisherigen Polarunternehmungen mit Luftfahrzeugen gezeigt haben, als Kursweiser noch wohl verwendbar. Die größte Unsicherheit liegt in der starken Drängung der Linien gleicher Mißweisung und der lückenhaften Kenntnis ihres absoluten Betrages. Die Gestirnshöhenmessung, es kommt im April dafür natürlich nur die Sonne, später auch der Mond in Frage — wird durch die geringe Gestirnshöhe der Sonne einerseits, die erhebliche Strahlenbrechung andererseits recht erschwert. Beim Mond liegen die Verhältnisse in bezug auf die Gestirnshöhe günstiger, dafür ist aber die Auswertung von Mondbeobachtungen recht umständlich. — Die Funknavigierung arbeitet im Polargebiet unter besonders günstigen Umständen, da stets mehrere der starken Sender an den eurasischen und amerikanischen Nordküsten im gleichmäßig bestrahlten Gebiet liegen und gut peilbar sein werden; die Erfahrungen auf der »Norge« bestätigen das (133).

Die terrestrische Navigierung muß im Polargebiet zwar auf Bodenkennungen und ihre Darstellung in Karten verzichten; sie wird aber durch die fast ständige Bodensicht eine zuverlässige Kurswegkoppelung ermöglichen und ein selbst nach längerer Reise noch brauchbares gegißtes Besteck ergeben. Damit sind dann die für die astronomische und Funknavigation notwendigen Unterlagen gegeben.

Die Kunst der Navigierung im Polargebiet besteht also vornehmlich in einer geschickten Ausnutzung und gegenseitigen Ergänzung aller anwendbaren Navigierungsverfahren.

Die navigatorische Ausrüstung und die Arbeitsmöglichkeiten sind im »Graf Zeppelin« jedenfalls günstiger als in der »Norge« und in den Flugzeugen von Amundsen, Byrd und von Wilkins und Eielson, die auch ihr Ziel erreicht haben (134, 135).

Die Nebellandung.

Zur Frage der Landung bei unsichtigem Wetter sagte ich im vorigen Jahre u. a. (136): »Das Problem der Nebellandung ist nicht nur ein meßtechnisches, sondern vor allem ein flugtechnisches, d. h. es verlangt zunächst Herabsetzung der Landegeschwindigkeit auf ein solches Maß, daß innerhalb der gegebenen Reaktionszeit von Führer und Maschine, also der Ruderwirkung, notwendige meßtechnische Hilfen überhaupt nutzbar sind.« In der Entwicklung solcher meßtechnischen Hilfen sind inzwischen bedeutsame Fortschritte gemacht worden (137); in Verbindung mit den geforderten, auch für schlechtes Wetter allgemein tauglichen Flugzeugen rückt die Verwirklichung der Nebellandung auf ausgedehnten und gut vorbereiteten Plätzen bald in greifbare Nähe. Dieses weiter auszuführen, mangelt es heute an Zeit.

Der Navigierungs-Ausschuß der WGL.

Meine Damen und Herren! Was ich Ihnen heute vorzutragen die Ehre hatte, ist nichts anderes als ein großzügiger Überblick über das gesamte Arbeitsgebiet des Navigierungs-Ausschusses unserer Gesellschaft. Mit allen Einzelfragen dieses umfangreichen Gebietes, die in sehr viele Sonderwissenschaften hineinleuchten, hat sich dieser Ausschuß seit Jahren eingehend beschäftigt, die erreichbaren Erfahrungen gesammelt und verarbeitet, und eigene wissenschaftliche Arbeiten zur Förderung der Luftnavigation beigetragen. Einige dieser Arbeiten sind unter dem Namen des Navigierungs-Ausschusses bereits erschienen (138), weitere werden folgen. Eine ganze Reihe von Aufsätzen einzelner Mitglieder des Ausschusses in der ZFM und anderen Zeitschriften zeugen gleichfalls von reger Betätigung.

Der Navigierungs-Ausschuß der WGL ist keine amtliche Stelle, er besitzt keine eigenen Mittel, weder ein Laboratorium noch ein Luftfahrzeug zur Durchführung von Versuchen; er ist lediglich eine Arbeitsgemeinschaft von Männern, die aus Lust und Liebe zur deutschen Luftfahrt an ihrer Förderung mithelfen wollen.

Wenn der Ausschuß durch den heutigen Vortrag einmal einer breiteren Öffentlichkeit Kenntnis von seinem Dasein gibt, so tut er das, weil er den Zeitpunkt für gekommen erachtet, in dem der Luftverkehr der navigatorischen Hilfe bedarf. Auf der anderen Seite möchte er eine Zersplitterung wertvoller Kräfte verhindern, insbesondere aber alle Praktiker um Mitteilung ihrer Erfahrungen oder gar um tätige Mitarbeit bitten.

Der Navigierungs-Ausschuß der WGL besteht zwar schon seit längerer Zeit und hat auch während des Krieges viel stille Arbeit geleistet. Vor neun Jahren hat er aber begonnen, ein neues, sehr tätiges und, wie man hoffen darf, auch weiter erfolgreiches Leben zu führen. Sein Lebensluftschiff hat damals nämlich einen neuen Führer bekommen, einen see- und luftbefahrenen Mann, dem die Meere und Erdteile der Welt ebenso bekannt und vertraut sind wie die höchsten Höhen des Luftmeeres — einen Mann, geladen mit besonderen Energien, der in der schlimmsten Notlage unserer deutschen Luftfahrt alle Mann an Bord rief, selbst das Steuer ergriff und es in unermüdlicher, selbstgeforderter Pflichterfüllung stets geführt hat und hoffentlich noch lange führen wird. — Dieser Mann, dessen 70. Geburtstag wir vor kurzem feiern durften, ist der Vorsitzende des Navigierungs-Ausschusses, Herr Professor Berson!

Zusammenfassung.

Meine Damen und Herren! Ich bin am Schluß meiner Ausführungen und möchte kurz zusammenfassen:

Wir glauben, daß der Luftfahrzeugbau in ganz natürlicher Fortentwicklung und unter dem Druck der wirtschaftlichen Verhältnisse die allgemein gute praktische Brauchbarkeit, die Betriebssicherheit und die Eigenschaften seiner Erzeugnisse in Zukunft noch stärker betonen wird als die Erzielung einzelner Spitzen- und Höchstleistungen. Der damit verbundene allgemeine technische Fortschritt wird die Handhabung des Luftfahrzeuges erleichtern, das Fliegen bequem und gefahrlos machen. Die sichere Überwindung ausgedehnter Schlechtwettergebiete mit dem Flugzeug wird damit ermöglicht und der Flugzeugführer in die Lage versetzt, selbstverantwortlich die navigatorischen Arbeiten durchzuführen. Die Luftnavigation ist eine Wissenschaft, weil sie auf genauen physikalischen Messungen beruht; sie ist auch eine Kunst, weil selbst genaue Rechnungen und ein Verfahren allein nicht immer das gewünschte Ergebnis bringen. In einer gründlichen geistigen und technischen Beherrschung aller brauchbaren Verfahren und ihrer geschickten Anwendung nebeneinander, Zusammenlegung und gegenseitigen Ergänzung liegt das Geheimnis des Erfolges einer zuverlässigen Ortung. — Träger und Förderer der erfolgreichen praktischen Luftnavigierung sind die Führer der Luftfahrzeuge selbst. Damit fällt die verantwortungsvolle Aufgabe für die verständnisvolle Pflege und sichere Beherrschung der erprobten Navigierungsverfahren an die Ausbildungsinstitute, an Fliegerschulen und Hochschulen. — Dem Staat erwächst die Pflicht, die wissenschaftliche Förderung der Luftnavigation an geeigneten Stellen und die Schaffung verbesserter Geräte bei der Industrie tatkräftig zu fördern. Es zeugt von geringem Verständnis für die Belange der Luftfahrzeugführung, wenn jemand behauptet, daß für die Luftnavigierung schon alles vorhanden sei, man brauche es nur anzuwenden. Wohl sind die grundsätzlichen Verfahren bekannt; ihre Anwendung unter den Betriebsbedingungen des Luftfahrzeuges ist aber neu und sehr entwicklungsfähig und bedarf zu ihrer einfachen und schulmäßigen Handhabung noch langer, gründlicher wissenschaftlicher und praktischer Arbeit.

Nur auf den Schultern einer zuverlässigen Luftnavigierung kann sich ein Luftverkehr entwickeln. — Nur ein regelmäßig zu allen Jahres- und Tageszeiten durchführbarer Luftverkehr hat Aussicht, wirtschaftlich zu sein.

Noch einige ausländische Äußerungen zu unserem Thema (139):

> »Es ist sehr schwer, Leute von der Notwendigkeit der Luftnavigierung zu überzeugen. — Das Land, das keine Maßnahmen zur Ausbildung in Luftnavigation trifft, wird bald zurückbleiben. Wer an die Luftfahrt und ihre Zukunft glaubt, möge daher diese Sache dringend unterstützen.«

Das sind die Worte eines englischen Fachmanns.

Mit einem anderen, sinngemäßen Wort lassen Sie mich schließen:

»Navigare necesse est!«

Schrifttum.

Die Verfasser der mit * gekennzeichneten Arbeiten sind Mitglieder des Navigierungs-Ausschusses der WGL.

*1. Koppe, H., Über die Bedeutung der Meßtechnik für die Luftfahrt. Jahrb. d. WGL 1928, S. 155. — Jahrb. d. DVL 1929, S. 69.
2. Tymms, F., Practical navigation of aircraft. The Journ. of the Roy. Aeron. Soc. **29**, 1925, S. 202.
3. Hoff, W., Das wirtschaftliche Verkehrsflugzeug. ZFM **14**, 1923, S. 101.
4. Ausschreibung für den Ostpreußenflug 1928/29, Förderung f. Luftfahrt **32**, 1028, S. 170.
5. Köppen, J. v., Einfliegen und Nachfliegen neuer Flugzeugmuster. Jahrb. d. WGL 1929.
6. Hübner, Steuerkraft- und Stabilitätsmessungen. Jahrb. d. WGL 1929.
7. Pleines, Vergleichende Flugleistungsmessungen. Jahrbuch d. WGL 1929.



8. Offermann, Leistungsüberschuß und Betriebssicherheit. Luftschau 1928, **8**, S. 48.
9. Bock, G., Über die Einheit von Triebwerk und Flugwerk. Jahrb. d. WGL 1928, S. 66.
10. Bennewitz, Flugzeuginstrumente. R. C. Schmidt, Berlin 1922.
*11. Everling und Koppe, Meßgeräte für Flugzeuge. ZVDI **66**, 1922, S. 322.
*12. Everling, Meßgeräte für den Luftverkehr im Nebel. Verkehrstechn. Woche **20**, 1926, S. 632.
*13. Koppe, H., Meß- und Hilfsgeräte für den Luftverkehr. Monatsbl. d. Berl. Bez.-Ver. Dtsch. Ing. 1926, Nr. 1 u. 2.
*14. Koppe, H., Meßgeräte zur Luftnavigation. Deutsche Uhrmacher-Ztg. 1928, Nr. 38/39.
15. Schroeder, J. v., Postexpreßflüge nach Spanien. Luftschau 1922, **2**, Nr. 7.
*16. Koppe, H., Messungen an Luftfahrzeugen. Jahrb. d. WGL. 1928, S. 38.
*17. Koppe, H., Ila und Meßtechnik. ZFM **19**, 1928, S. 571.
18. Drexler, F., Vortrag a. d. WGL-Sprechabend 18. Nov. 1927.
*19. Boykow, Motorische Flugzeugsteuerung. Jahrb. d. WGL 1927, S. 91.
20. Mäder, M., Bordgeräte im Verkehrsflugzeug. ZVDI **72**, 1928, S. 1426.
*21. Boykow, Betrachtungen zum Nebelflug. ZFM **20**, 1929, S. 549.
*22. Koppe, H., Von den Gefahren des Luftmeeres. ZFM **20**, 1929, S. 529.
23. Perlewitz, I. Deutsche See- und Luftfahrt — Deutsche See- und Luftwarte. Hansa 1927, Nr. 21.
24. Keil, W., Zur Diskussion über die Frage: . . s. 23 . . Ztschr. f. angew. Met. 1928, H. 1 u. H. 9.
*25. Scharlau, Luftkapitäne. Luftweg 10. 7. 28.
26. Poeschel, J., Flugzeugführer und Flugführer. Luftfahrt **33**, 1929, S. 17.
*27. Boykow, H., Praktische Flugzeugnavigation. ZFM **2**, 1911, S. 66, 77.
*28. Boykow, H., Hochseenavigation im Luftschiff. ZFM **2**, 1911, S. 311.
*29. Boykow, H., Orientierung und Navigation im Luftfahrzeug. D. Luftf.-Zt. **16**, Nr. 22, 1912, S. 530.
*30. Boykow, H., Ermittlung der Navigationsdaten im Luftschiff. ZFM **4**, 1913, S. 273.
*31. Boykow, H., Neuere Mittel zur Navigierung von Luftschiffen. Luftfahrt **28**, 1924, S. 233.
*32. Wedemeyer, A., Terrestr. u. astron. Ortsbestimmung. i. Medebecks Taschenbuch f. Flugtechn. u. Luftschiffer. 4. Aufl. Verl. M. Krayn.
*33. Roeder, H., Flugzeugnavigation und Luftverkehr. Verl. H. Hörrisch, Dresden 1927.
34. Duval et Hébrard, Traité pratique de navigation aérienne. Paris 1928. Gauthier, Villars et Cie.
*35. Wedemeyer, A., Navigation in der Luftfahrt. Mar. Luftfl. Rdsch. **8**, 1928, 2. Sonderheft.
36. Löwe, K. F., Neue Forderungen der Luftnavigation. Luftfahrt **32**, 1928, S. 163.
*37. Roeder, H., Flugzeugnavigation und ihre Hilfsmittel. In »Im Fluge durch die Ila«, S. 106. Luftfahrt-Verlag 1928.
38. Immler, W., Leitfaden der Flugzeugnavigation 1929. Verlag Oldenbourg.
39. Yancey, L. A., Aerial Navigation and Meteorology. 2. Aufl. The Norman W. Henley Publ. Cie. N. Y.
40. Ramsey, LC., The Navigation of Aircraft. The Ronald Press Cie. New. York 1929.
*41. Koppe, H., Die Höhenmessung in der Luftnavigation. In Arbeiten zur Luftnavigierung. Veröffentl. v. Nav.-Ausschuß der WGL. Verl. Oldenbourg 1927, S. 60ff.
42. Behm, A., Das Behmlot. Ber. u. Abh. d. WGL, 13. Heft 1926, S. 56; s. a. Koppe, Nr. 41, S. 47.
*43. Maurer, H., Bestimmung des Richtungsunterschiedes auf der Kugel. Ann. d. Hydr. **56**, 1928, S. 359; **57**, 1929, S. 120.
*44. Maurer, H., Richtung auf der Erdoberfläche. Peterm. Mittlgn. 1929, S. 20.
*45. Maurer, H., Zum Begriff der Loxodrome. Ann. d. Hydr. **54**, 1926, S. 438.
*46. Maurer, H., Loxodrome u. Mercatorprojektion. Zrschr. f. Verm.-Wesen 1929, S. 257.
*47. Maurer, H., Orthodromische Karten. Ztschr. f. Verm.-Wesen 1922, S. 14.
*48. Maurer, H., Kartographische Fragen der Funkortung. Ann. d. Hydr. **49**, 1921, S. 115.
49. Luftkarte von Deutschland. N. f. L. 1929, Nr. 25, S. 275 (29/25. 9).
*50. Maurer, H., »Kompaßwesen«, Teil V. d. Lehrb. d. Navigation. Berlin 1917, S. 333—530.
*51. Boykow, H., Zur Dämpfungsfrage bei Luftfahrzeug-Kompassen. ZFM **4**, 1913, S. 248.
*52. S. u. a. Lindemann, F. A., The northerly turning error of the magnetic compas. A. C. A. Rep. 1916/17. S. 687.
53. Aeron. Research Com. Rep. a. Mem. Nr. 295, 735, 875, 868.
*54. Boykow, H., Das Problem der Kompaßablenkung durch zusätzliche Beschleunigungsfelder. ZFM **13**, 1922, S. 161.
55. Thoma, D., Beitrag zur Theorie der Kompaßstörungen. ZFM **16**, 1925, S. 486.
*56. Koppe, H., Vom Magnetkompaß im Luftfahrzeug. Der Jungflieger 1927, Nr. 2.
57. Meldau, Der Kompaß im Luftfahrzeug. ZFM **15**, 1924, S. 147, 167.
58. Schlomka, T., Vortrag auf d. Tagung d. Dtsch. Phys. Ges. a. 23. 9. 1927 in Kissingen.
*59. Opitz, W., Der Kompaß im Großflugzeug. Mar. Luftfl. Rdsch. **8**, 1929, 2. Sonderheft.
60. Coldewey, H., Der Magnetkompaß als aeronautisches Instrument. ZFM **20**, 1929, S. 95.
61. Titterington, The Pioneer Earth-Inductor Compas. Aviation **16**, S. 616; s. a. Ber. d. VDL, EB 130.
*62. Everling, E., Neigungsmesser und Wendezeiger für Flugzeuge. In Arbeiten z. Luftnavigierung. Berlin 1927. Verl. Oldenbourg, S. 9ff.
63. Deutsche Optische Wochenschrift 1924, Nr. 26, S. 333. S. a. VDI-Nachr. **5**, 1925, Nr. 30.
*64. Maurer, H., Eine Fehlerquelle des Sonnenkompaß. ZFM **20**, 1929, S. 170.
65. An Air Taximeter, The Aeroplane **33**, Nr. 17; s. a. DVL-Ber. EF 43/3 u. 43/4.
*66. Everling, E., Der Einfluß des Windes im Luftverkehr. Die Naturwissenschaften **8**, 1920, S. 418.
*67. Everling, E., Luftverkehr und Wind. Verkehrstechn. Woche **22**, 1928, S. 369.
*68. Boykow, H., Über objektive Windmessung im Flugzeug. ZFM **15**, 1924, S. 40.
*69. Boykow, H., Die Ermittlung der Winddaten im Luftfahrzeuge. Arktis 1928, H. 1.
70. Daloz, G., Boussole aerienne. Aerophile 1910, S. 531.
*71. S. Nr. 1: Koppe, Jahrb. d. WGL, S. 162.
72. S. Nr. 10: Bennewitz, S. 199, s. a. S. 187.
73. Hughes, A. H., and Son, Instruments für aerial navigation 1929.
*74. Boykow, H., Probleme der terrestrischen Navigation im Luftfahrzeuge. In Arb. z. Luftnavigierung, hrsg. v. Nav.-Aussch. d. WGL 1927, Verl. Oldenbourg.
*75. Boykow, H., Navigation mittels Derivometers. ZFM **2**, 1911, S. 145.
*76. Boykow, H., Mittel für die Navigierung von Luftfahrzeugen im Nebel. Ber. u. Abh. d. WGL, 10. Heft. 1923, S. 50; s. a. Nr. 21: Boykow.
*77. Wedemeyer, A., Astronomische Navigation im Luftfahrzeug. Mar. Luftfl. Rdsch. 1927, 11. Heft.
*78. Scharlau, Großflug und Navigation, Luftschau 25. 1. 29.
79. Marcuse, A., Über die astronomische Navigation bei Großflügen. Luftschau 1929, Nr. 8.

*80. Boykow, H., Die mechanisch-graphische Lösung des Höhenproblems mit dem Voigtschen Instrument. ZFM 2, 1911, S. 116.
*81. Wedemeyer, A., Instrument zur Auswertung von Gestirnshöhenbeobachtungen in der Karte. ZFM 8, 1912, S. 3.
*82. Tetens, Graphische Tafeln für Azimut und Höhe der Sonne. Lindenberg, Ber. 9.
83. Harms, M., Eine Rechentafel zur Höhenberechnung. Ann. d. Hydr. 57, 1929, S. 194.
84. Löwe, K. F., Das Nissensche Nomogramm zur Ermittlung von astronomischen Standlinien. Ann. d. Hydr. 57, 1929, S. 199.
85. Kraus, H., Methoden zur schnellen Ermittlung von astronom. Standlinien. Ann. d. Hydr. 57, 1929, S. 201.
86. Coutinho, G., Schnellmethoden der Luftnavigation, bearb. von Opitz. Mar.-Luftfl. Rdsch. 8, 2. Sonderheft.
87. Immler, W., Grundsätzliches zur Flugzeugnavigation. ZFM 20, 1929, S. 217.
88. Immler, W., Kimmtiefenmessungen. Ann. d. Hydr. 55, 1927, S. 219.
*89. Opitz, W., Betrachtungen zur Messung von Gestirnshöhen über dem künstlichen Horizont vom Flugzeug aus. Mar. Luftfl. Rdsch. 8, 2. Sonderheft.
90. D. R. P. 461 970/62c, 25 Orientierungsverfahren für Luftfahrzeuge; s. Luru, ZFM 20, 1929, S. 109.
*91. Maurer, H., Funkpeileinrichtungen. ZFM 1929, S. 1,
92. Leib und Nitzsche, Funkpeilungen. Berlin 1926, Mittler & Sohn.
*93. Wedemeyer, A., Funkortung. Zrschr. f. Geophysik, Jahrg. 2, H. 6, 1926.
94. Plendtl, A., Die Anwendung von kurzen Wellen im Verkehr von Flugzeugen. Z. f. Techn. Physik 8, 1927, S. 456.
*95. Scharlau, Großflug und Funkwesen. Luftweg, 25. 8. 28.
96. Funkwesen und Elektrotechnik, Luftfahrt-Forschung Nr. 4, 1928.
97. Faßbender, H., Neuzeitliche Verfahren der Verkehrssicherung. ZVDI 78, Nr. 44, S. 1581.
98. Glöckner, Über Flugzeugpeilung. Jahrb. d. WGL 1929.
*99. Scharlau, Fremd- oder Eigenpeilung. Luftschau, 21. 2. 1929.
100. Glöckner, Der Bordpeilempfänger im Flugzeug. Luftfahrt-Forschung 3. Bd., H. 4, S. 99 ff.
101. Dunmore, F. W., Design of tuned reed course indicators for aircraft radio beacon. Bur. of Stand. Journ. of Res. 1, Nr. 5, S. 571, 1928. s. a. Luftwacht 1929, Nr. 2, S. 86.
102. Hell, R., Direkt zeigendes funkentelegraphisches Peilverfahren. Diss. M. Krayn, Berlin 1929.
103. Scheller, O., Jahrb. d. drahtl. Telegr., Bd. 8 (1909), S. 341.
104. Kiebitz, Jahrb. d. drahtl. Telegr., Bd. 15 (1926), S. 209.
105. Boeing, W. E., Night Flying Mail and Passengers, Airway Age, Juni 1929, S. 759; s. a. S A. E. Journ., Oct. 1929, S. 364.
106. Hingsburg, F. C., Field lighthing, radio and interfield communications. Aero Digest 1929, S. 59.
*107. Maurer, H., Der Schiffsort bei drei Funkpeilungen. ZFM 20, 1929, S. 381.
*108. Wedemeyer, A., Tafeln zur Funkortung. Herausgegeben v. Nav.-Ausschuß d. WGL. Verl. Oldenbourg 1925.
109. Harms, M., Hilfstafeln zur Funkortung. Ann. d. Hydr. 56, 1928, S. 67.
*110. Opitz, W., Die nautische Auswertung von Peilungen mit dem Bordfunkpeiler vom Flugzeug aus. Mar. Luftfl. Rdsch. 8, 2. Sonderheft.
*111. Wedemeyer, A., Die Standlinie bei der Funkortung. ZFM 20, 1929, S. 384.
*112. Köhl, H., Entwicklungsgrundlagen für den Nachtflug. ZFM 19, 1928, H. 3, S. 49.
*113. Mallinckrodt, Fr. v., Nachtflugverkehr. Ill. Flugwoche 11, 1929, S. 43.
114. Luber, M. L., Die Befeuerung von Nachtflugstrecken. ZFM 20, 1929, S. 246.
*115. Boykow, H., Zur Befeuerung von Landungsgelände. ZFM 5, 1914, S. 245.
*116. Boykow, H., Die Platzorientierung im Luftfahrzeuge bei Nacht (Signalwesen) unter Ausschluß der Funkentelegraphie. In Arb. z. Luftnavig., herausgeg. v. Nav.-Aussch. d. WGL. Verlag Oldenbourg 1927.
*117. Koppe, H., Elektrische Kraftanlagen im Luftfahrzeug. ZFM 15, 1924, S. 53.
*118. Boykow, I. M., Meteorologische Navigation. ZFM 20, 1929, S. 379.
*119. Wigand, A., und Koppe, H., Ein neuer Flugzeug-Meteorograph. ZFM 14, 1923, S. 106.
120. Seilkopf, H., Die Luftfahrtblätter der Monatskarte für den südatlantischen Ozean. Ann. d. Hydr. 56, 1928, S. 298.
*121. S. Nr. 22, Koppe und Carganico-Koppe, ZFM. 20, 1929, S. 529.
122. Orlovius, H., Funk und Flug. Luftfahrt 33, 1929, S. 291.
123. Bildwetterfunk im Flugzeug. Luftschau 2, Nr. 7.
124. Bildfunkflüge der Dtsch. Luft-Hansa. Luftschau 2, 1928, Nr. 8.
*125. Berson, A., Das Luftschiff als Forschungsmittel in der Arktis. ZFM 16, 1925, S. 204.
*126. Berson, A., Die Pläne der »Aeroarctis«. ZFM 20, 1929, S. 358.
127. Baur, F., Das Klima der bisher erforschten Teile der Arktis. »Arktis« 2, 3, S. 77.
128. Stefansson, Flight in the arctic regions. Mech. Eng. 1929, Nr. 11.
129. Simpson, G. C., Meteorology in Polar Regions. Geogr. Journ. 1929, Sept.
*130. S. Nr. 22: Koppe, S. 369.
131. Moltchanoff, P., Zur Technik der Erforschung der Atmosphäre. Beitr. z. Phys. d. fr. Atm. Leipzig 1928, 14, H. 2.
132. Coldewey, Ortbestimmung im Polargebiet. Ann. d. Hydr. 53, 1925, S. 345.
133. Amundsen-Ellsworth, Der erste Flug über das Polarmeer. Grethlein & Co., Leipzig-Zürich.
134. Amundsen, R., Die Jagd nach dem Nordpol. Verl. Ullstein.
135. Wilkins, G. H., Arctic flights. The Journ. of the Roy. Aeron. Soc. 1928, 32, S. 858.
*136. S. Nr. 1: Koppe, S. 163.
137. Employ new devices in Guggenheim Tests. Aviation, 5. oct. 1929, S. 18.
*138. Arbeiten zur Luftnavigierung, herausgeg. v. Navigierungs-Aussch. d. WGL. Verl. Oldenbourg 1927; s. Nr. 41, 62, 74, 76, 108.
139. S. Nr. 2: Aussprache zum Vortrag Capt. Tymms.

Aussprache:

Kapt. a. D. Boykow: Meine Herren! Ich würde sehr gerne in meiner Diskussionsbemerkung den Vortragenden angreifen, denn dabei kommt meistens etwas heraus. Aber ich kann es nicht, ich kann höchstens einige Bemerkungen dazu machen. Wenn der Herr Vortragende von Selbststeuergeräten spricht und sagt, daß ein Pilot geäußert hätte, er brauche keine Füße mehr, so gehen meine Erfahrungen noch weiter. Während eines der vielen Flüge benutzte der Pilot seine Füße mißbräuchlich dazu, sich von seinem Platz wegzubegeben, so viel Vertrauen hatte er nach einem kurzen zweistündigen Flug von der Sache bekommen.

Und dann möchte ich noch eine kleine Lanze für die optischen Signale brechen. Ich glaube, daß auf dem Gebiet der Rotstrahlen noch eine ganze Menge zu machen sein

würde. Es gibt ein einfaches Laboratoriumsexperiment: Wenn Sie zwischen einen roten Körper, der irgendwo steht, es kann ein rotes Hausdach sein oder sonst irgendein roter Körper, und Ihr Auge eine Milchglasscheibe halten, sehen Sie naturgemäß gar nichts. Setzen Sie aber eine Filterbrille auf, die auf die Wellenlänge des Objektes abgestimmt ist, so sehen Sie auf einmal dieses rote Objekt durch die Milchglasscheibe hindurch. Meine Herren, dieses einfache Experiment gibt doch sehr zu denken. Es wäre doch sehr interessant, das Experiment, das im kleinen so viel verspricht, im großen vorzunehmen und zu sehen, ob es im großen hält, was es im kleinen versprochen hat. Die Filterbrille vor dem Auge des Piloten würde, glaube ich, auf jeden Fall das so überaus störende und schädliche diffuse Licht, welches der Nebel erzeugt, zu einem großen Teil von seinen Augen fernhalten, so daß er die roten Signale in stark diesiger Luft auch dann noch erkennen würde, wenn sie mit bloßem Auge nicht mehr sichtbar sind.

Joachim v. Schroeder: Der Navigationsausschuß der WGL hat sich mit dem Studium der Frage befaßt, wie ein Flugzeug bei unsichtigem Wetter ohne Bodenorganisation und ohne F. T. ein bestimmtes Ziel erreichen kann.

Diese Aufgabe war praktisch bei den Postexpreßflügen der Deutschen Luft-Hansa zu lösen, die ich gemeinsam mit dem als erfahrenen Nachtflieger bekannten Herrn Flugkapitän Albrecht und dem tüchtigen Bordwart Herrn Eichentopf, und zwar 1928 nach Sibirien mit dem ausgezeichneten Postflugzeug Junkers W 33 und in diesem Jahre nach Sevilla und Konstantinopel mit dem gleich hochwertigen Postflugzeug Arado V I mit Hornet-Motor durchführen durfte. Auf Grund der hierbei gesammelten Erfahrungen erlaube ich mir, die sehr interessanten Ausführungen des Herrn Dr. Koppe vom Standpunkt der Praxis in einigen Punkten zu ergänzen.

Hinsichtlich der Anforderungen an ein Verkehrsflugzeug möchte ich auf Grund der Schlechtwetterflüge stark unterstreichen, was der Vortragende über die Notwendigkeit einer hinreichenden Eigenstabilität und Kraftreserve gesagt hat. Beides ist auch vom navigatorischen Standpunkt hochbedeutsam.

a) Eigenstabilität. Um stundenlange Wolkenflüge kommen wir nicht herum, wenn wir auch bei schlechtem Wetter Fernziele erreichen wollen. Derartige Flüge erfordern eine hohe Eigenstabilität des Flugzeuges. Man kann nicht jedesmal, sobald das Flugzeug etwas aus der Normallage kommt, den entsprechenden Steuerausschlag geben. Das Flugzeug muß sich beim Blindfluge im allgemeinen selbst auspendeln. Nur bei starken Böen, die das Flugzeug erheblich aus der Lage bringen, sind die Steuer zu betätigen.

Eigenstabile Maschinen, wie es bei Hochdeckern vielfach besonders ausgeprägt ist, tragen zur Schonung des Führers bei. Diese ist nötig, damit der Führer auch bei langen Flügen frisch bleibt, denn er muß damit rechnen, gegen Ende seines Fluges in schweres Wetter zu kommen, wofür er seine ganze Flugfrische braucht.

Die Bedeutung der Entlastung des Führers durch einen Selbststeuerungsapparat soll nicht überschätzt werden. Viele heutige Maschinen liegen bereits so fest und ruhig in der Luft, daß der Führer bei ruhigem Wetter unbedenklich zeitweise das Steuer loslassen kann. Lindberghs Ozeanmaschine soll in dieser Hinsicht besonders eigenstabil gewesen sein.

b) Kraftüberschuß. Die zweite Forderung, welche auf Grund der bei den Lufthansa-Expreßflügen gesammelten Erfahrungen auch vom navigatorischen Standpunkt besonders in den Vordergrund geschoben werden muß, ist die eines hohen Kraftüberschusses. Das bei den Flügen benutzte, ganz ausgezeichnete Arado-Hornet-Postflugzeug hatte z. B. beim Nachtstart in Konstantinopel trotz einer Nutzlast und Betriebsstoff für 15 Stunden eine solche Steigfähigkeit, daß es trotz mäßiger Drosselung des Motors bereits nach etwa 50 min auf 3500 m war. Dies war nötig, um im Nachtflug das wolkenverhüllte Balkangebirge zu überfliegen. Nur mit einer Maschine mit hohem Kraftüberschuß ist es m. E. möglich, derartige Langstrecken-Expreßflüge auch bei schlechtestem Wetter zuverlässig durchzuführen. Die Forderung nach einer hohen Kraftreserve, die von zahlreichen Fachleuten anerkannt ist — ich erinnere an die Veröffentlichungen des Herrn Offermann — und die auch von der Lufthansa stets vertreten wurde, wird sich zweifellos bald allgemein durchsetzen. Sie steht nur scheinbar im Widerspruch zu dem Streben nach Wirtschaftlichkeit, denn Kraftüberschuß bedeutet starke Schonung des Materials, Pünktlichkeit und Sicherheit und damit eine der wichtigsten Vorbedingungen für Wirtschaftlichkeit.

Zur Durchführung von Schlechtwetter- und Blindflügen dürfen die technischen Grundlagen — und zwar ein geeignetes Flugzeug und beste Instrumentierung — nicht überschätzt werden. Auf absehbare Zeit hinaus wird das Entscheidende immer noch der Flugzeugführer bleiben. Gerade die Navigierung nach der Höhe, d. h. ob man je nach der Wetterlage unter, über oder in den Wolken fliegt, erfordert oft schwierige Entschlüsse. Hierin liegt einer der Hauptunterschiede zwischen Schiffsnavigation und Luftfahrtnavigation und der Grund, weshalb ein seemännischer Navigator nicht ohne weiteres auch die Navigation eines Luftfahrzeuges übernehmen kann. So sehr es zu begrüßen ist, wenn uns Wissenschaft und Technik ein Gerät bringen, welches die Selbststeuerung des Flugzeuges übernimmt, so hat doch die Praxis eine ganze Reihe von Wünschen weit dringlicher und näherliegender Aufgaben insbesondere solche hinsichtlich Verbesserung der Bordinstrumentierung.

Von den bei den Postexpreßflügen benutzten Instrumenten muß der Gyrorektor als besonders wertvoll bezeichnet werden. Er ist das wichtigste Instrument für lange Blindflüge. Aus dem Streben nach erhöhter Sicherheit heraus wurden zwei Neigungsinstrumente mitgeführt, um bei Ausfall eines Instrumentes nicht in kritische Lagen zu kommen. Als zweites Instrument war ein Doppelkreisel, wie ihn Ludolph und Pioneer bauen, an Bord.

Das Flugzeug hatte drei bewährte Kompasse an Bord: den Ludolph-Steuer-Kompaß, den Askania-Draufsicht-Kompaß und den Askania-Fernkompaß. Letzterer muß als besonders brauchbar hervorgehoben werden. Für das Steuern beim Nachtflug ist die Art der Anzeigevorrichtung des Askania-Fernkompasses sehr angenehm, abgesehen von seinen sonstigen Vorzügen.

Bei den Postexpreßflügen wurde die Orientierung nicht wie bei den übrigen Überlandflügen durch dauernden Vergleich von Karte und Gelände herbeigeführt, sondern es wurde ausschließlich Kompaß geflogen und eine laufende Besteckrechnung geführt. Je nach dem zu wählenden Flugweg wurde der Kurs während des Fluges abgesetzt.

Herr Dr. Koppe hat mit Recht die Notwendigkeit von Instrumenten zur Luftlotung betont. Gerade bei Flügen in und über den Wolken wäre es oft sehr wertvoll gewesen, wenn man gewußt hätte, wie hoch man sich tatsächlich über dem Erdboden befindet. Beispielsweise kam das am 24. 9. 29 zwei Uhr nachts von Tempelhof nach Marseille gestartete Flugzeug kurz vor dem Thüringer Wald in dichte Regen- und Hochnebelwolken. Es wurden in 2000 m Höhe von Erfurt bis Karlsruhe, also 300 km blind geflogen. Ein Luftlot hätte beim Überfliegen des Thüringer Waldes, Rhön, Spessart und Odenwaldes während des Blindfluges wertvolle Anhaltspunkte für die ungefähre Ortsbestimmung gegeben.

Nicht nur der Seeflieger, sondern auch der Landflieger braucht bei langen Flügen astronomische Navigation. Wenn man auch in Mitteleuropa mit einem gut ausgebauten Peilfunknetz rechnen kann, so wird dieses bei Flügen außerhalb Europas meist nicht der Fall sein. Das Auswerteverfahren Niessen-Ernst, nach welchem die Lufthansaführer an der Seefahrtschule ausgebildet werden und das von Professor Immler entwickelte sind brauchbar und am bekanntesten. Die astronomische Navigation ist ein Gebiet,

für welches die Praxis den Wunsch weiterer Vereinfachung und Vervollkommnung hat. Alle Arbeiten des Navigationsausschusses in dieser Hinsicht werden zweifellos das ganz besondere Interesse der Praxis finden.

Im letzten Jahre ist der »Leitfaden für die Flugzeugnavigation« von Professor Immler herausgebracht worden, ein ganz ausgezeichnetes Buch, an welchem kein Fachmann vorübergehen kann. Die in diesem Buch enthaltenen Geschwindigkeitsnomogramme und zahlreiche andere Angaben haben sich für die Navigation bei Postexpreßflügen sehr brauchbar erwiesen. Dem Buch ist weiteste Beachtung und Verbreitung zu wünschen.

Die Bedeutung der Abtriftmessung durch Instrumente soll für den Landflieger nicht überschätzt werden. Ein jeder hat auf der Beobachtungsschule sein Winddreieck gezeichnet, doch Hand aufs Herz, wie selten hat man dieses einmal in der Praxis im Flugzeug getan? Die zahlreichen guten Abtriftmesser in Tabellen sind für den Seeflieger von besonderem Wert. Der Landflieger kann sich meist auch anders helfen. Entweder hat man Erdsicht, dann schätzt man bei einiger Erfahrung die Abtrift recht genau oder entnimmt sie aus einem Vergleich des Geländebildes mit der Karte. Hat man aber keine Erdsicht und befindet man sich über den Wolken, so scheidet leider die Abtriftmessung aus, obwohl es gerade dann besonders wichtig wäre, die Abtrift zuverlässig zu wissen.

Bei Fernflügen mit Schlechtwetterzonen wird der Landflieger häufig die Flughöhe wechseln, damit ändert sich dauernd auch Stärke und Richtung des abtreibenden Windes. Die Abtriftmessung über den Wolken ist ein in der Praxis noch nicht gelöstes, aber wichtiges Problem. Die Wetterkarte wird wertvolle Anhaltspunkte auch dafür bieten, nach welcher Richtung hin man bei langen Überwolkenflügen eine Abtrift zu berücksichtigen hat.

Die meteorologische Navigation erhält für das Flugzeug zunehmende Bedeutung, je länger die Flugetappen werden. Wir Flieger können in dieser Hinsicht aus der Zeppelinluftfahrt lernen. Bei Etappen von über 1500 km, wie z. B. bei einem Fluge zwischen Berlin und Moskau oder Konstantinopel, kann man bereits anfangen, auch meteorologisch zu navigieren. Auf Grund der allgemeinen Wetterlage, also insbesondere der Lage der Hochs und Tiefs, wählt man in enger Zusammenarbeit mit dem beratenden Meteorologen den Flugweg. Die Luftlinie ist auch für das Flugzeug bei ganz großen Entfernungen keineswegs immer die schnellste Verbindung. Aus der Wetterkarte wird man entnehmen können, nach welcher Richtung man zweckmäßig bei allzu schlechtem Wetter ausweicht. Im übrigen muß und kann das Flugzeug sich durch eine Schlechtwetterzone durchkämpfen, wenn man weiß, daß man dahinter wieder gutes Wetter antrifft.

Von außerordentlicher Bedeutung für Fernpostflüge wird die Möglichkeit sein, später Wetterkarten drahtlos im Flugzeug aufnehmen zu können.

Auf zahlreiche andere Punkte des sehr interessanten Vortrages kann ich aus Zeitmangel leider nicht eingehen. Jedenfalls darf ich sagen, daß es von der Praxis äußerst dankbar begrüßt wird, daß die WGL in ihrem Navigationsausschuß sich seit Jahren mit den verschiedenen Fragen gründlich befaßt und daß gerade die Navigation ein Gebiet ist, auf dem die Praxis der Wissenschaft viel verdankt und noch viel von ihr erwartet.

Herr Dr. Dornier hatte heute morgen in seinem Vortrage, dem ich leider nicht beiwohnen konnte, die Freundlichkeit, der Luft Hansa-Expreßflüge zu gedenken. Da ihm die Niederschrift meines vor der Technisch-Literarischen Gesellschaft gehaltenen Vortrages nicht vorgelegen hat, darf ich, um Mißverständnissen über meine Auffassungen vorzubeugen, hinsichtlich der Frage des Aktionsradius, die auch vom navigatorischen Standpunkt wichtig ist, folgendes ausführen:

Der Aktionsradius eines Postflugzeuges wird keineswegs mit 1250 km zu begrenzen sein. Diese Entfernung (1250 km) entsprach jedesmal einer Etappe des Postexpreßfluges Berlin—Marseille—Sevilla. Bereits im vergangenen Jahre wurden bei dem Expreßflug der Junkers W 33 Berlin—Moskau 1600 km nonstop zurückgelegt. Die Entfernung des kürzlich beendeten Postexpreßfluges Berlin—Konstantinopel war eine weitere Steigerung und betrug über 1800 km. Hierbei ist zu bedenken, daß die Maschine beim Eintreffen in Berlin noch für etwa 5 Stunden Betriebsstoff an Bord hatte, so daß somit bei dem Fluge Konstantinopel—Berlin der Aktionsradius der Arado V I bereits 2650 km betragen hat. In dem erwähnten Vortrage habe ich gesagt: »2000 bis 2500 km Aktionsradius dürften bei den jetzigen Langstreckenpostflugzeugen anzustreben sein.«

Mit der Frage des Aktionsradius hängt auch eng diejenige der Nutzlast zusammen, denn durch Verminderung der Betriebsstoffmenge ist es möglich, die Nutzlast wesentlich heraufzusetzen. In dem Vortrage habe ich gesagt: »Die Ladung des Postexpreßflugzeuges — die in ihrer Hochwertigkeit mit dem Wert derjenigen der Katapultflugzeuge zu vergleichen ist — wird bei dem jetzigen Stande der Technik auf 150 bis 200 kg zu veranschlagen sein, sich jedoch später wesentlich steigern lassen. Diese gering erscheinende Menge liegt oberhalb der jetzt von der Aéropostale nach Südamerika und der der Dobroljot auf der Sibirienstrecke beförderten Postmengen, die sich dem Vernehmen nach unter 100 kg pro Maschine halten sollen.«

Ich darf bemerken, daß Vorstehendes meine rein persönlichen Auffassungen sind, und daß gegenwärtig die Gesamterfahrungen der Postexpreßflüge von der Luft Hansa eingehend geprüft werden. Sie werden ihre Verwertung in den von der Luft Hansa an die Industrie herausgehenden Richtlinien für den Bau moderner Postflugzeuge finden.

Dr.-Ing. Stüssel: Ich glaube, daß es von Interesse ist, wenn ich die eingehenden Darlegungen des Herrn Dr. Koppe in technischer Hinsicht durch ein paar kurze Angaben aus dem Betriebe der Luft-Hansa ergänze:

In den einleitenden Bemerkungen führt Herr Dr. Koppe aus, daß der Winterluftverkehr in unserm Klima augenblicklich nur beschränkt und unregelmäßig durchgeführt werden kann. Das ist richtig, bedarf aber trotzdem der Ergänzung. In der Durchführung von Flügen unter schwierigen Witterungsverhältnissen ist bei der Luft-Hansa in den letzten Jahren ein ganz erheblicher Fortschritt erzielt worden, ein Fortschritt, der nicht zuletzt durch umfangreiche Verbesserungen in der Ausrüstung hervorgerufen ist. Die Funkanlagen, Kompasse, die Kreiselgeräte haben sich heute bereits das volle Vertrauen der Verkehrsflugzeugführer erworben und geben ihnen nicht mehr zu entbehrende Hilfen. Ich möchte hier auch besonders auf die recht zufriedenstellende Betriebssicherheit unserer Funkgeräte verweisen. Diese zielbewußte Entwicklung der Funkgeräte ist nicht zuletzt durch die ausgezeichnete Zusammenarbeit zwischen FT-Lieferfirmen, Behörden, DVL und der DLH hervorgerufen.

Herr Dr. Koppe erwähnt in seinem Vortrag die Notwendigkeit, die Bordgeräte im Führersitz in günstiger Anordnung und am richtigen Platze unterzubringen, so daß sie einwandfrei arbeiten und mühelos benutzt werden können. Diese Notwendigkeit hat sich auch im Betrieb der Lufthansa mit besonderer Schärfe immer wieder ergeben, so daß es mir zweckmäßig erscheint, sie hier besonders zu unterstreichen. Die Anordnung der Geräte muß mit ganz besonderer Sorgfalt den Bedürfnissen des Flugzeugführers angepaßt werden, so daß ihm die Benutzung der Geräte unter jeder Betriebsbedingung mit dem geringsten Arbeitsaufwand möglich ist. Die Luft-Hansa hat diesen Gesichtspunkt seit Jahren mit besonderer Aufmerksamkeit verfolgt und in engster Zusammenarbeit mit den Baufirmen und der DVL-Richtlinien für die Anordnung der Bordgeräte im Führersitz aufgestellt. Diese Richtlinien werden von Baufirmen bereits seit geraumer Zeit bei sämtlichen an die Luft-Hansa gelieferten Flugzeugen als Norm berücksichtigt. Zudem wurden auch von der Luft-Hansa eine Reihe von bereits

vorhandenen Flugzeugen durch Umbau dieser Norm weitgehendst angepaßt.

Herr Dr. Koppe betont in seinem Vortrag, daß neben der Eigenstabilität des Flugzeuges und der Zweckmäßigkeit der Ausrüstung auch die Schulung der Flugzeugführer im Fliegen nach Instrumenten eine notwendige Vorbedingung für die Durchführung des Blind- und Wolkenfliegens sei. Ich darf hierzu wohl mitteilen, daß auch bei der Luft-Hansa dieser Frage ganz besondere Aufmerksamkeit geschenkt wird. Die ersten Versuche in der planmäßigen Blindflugschulung von Flugzeugführern sind im deutschen Luftverkehr bereits im Jahre 1925 durchgeführt worden. Seit dieser Zeit ist mit der Verbesserung der Flugzeuge und der Instrumente das Interesse der Flugzeugführer an der Schulung im Instrumentenflug dauernd gewachsen und auch in diesem Jahre werden von der Luft-Hansa wieder ganz erhebliche Mittel (es handelt sich um etwa 300000 RM.) für die planmäßige Blindflugschulung der Flugzeugführer verwendet.

Herr Dr. Koppe führt aus, daß das Behmlot von allen Geräten für Messung der Höhe über Grund bisher das beste Ergebnis gezeitigt habe. Auch ich möchte die Bedeutung dieses Gerätes und die Notwendigkeit der weiteren Erprobung hier stark betonen. Leider ist die Erprobung der Behmlot-Anlage im Verkehrsbetriebe bisher noch nicht durchführbar gewesen. Es ist zu wünschen, daß die Vervollkommnung des Behmlots von den zuständigen Stellen so tatkräftig fortgeführt wird, daß es recht bald der praktischen Erprobung im Streckenbetrieb zugeführt werden kann. Auch die Durchführung von Versuchen zur Bestimmung der Höhe über Grund mittels elektrischer Methoden erscheint recht lohnend.

Wie Herr Dr. Koppe ausführte, ist man in Deutschland bei der Entwicklung der Kompasse zu Geräten mit kürzeren Schwingungsdauern übergegangen. Die Erfahrungen der Luft-Hansa gehen dahin, daß die heute gebräuchlichen Geräte den Anforderungen des Verkehrs weitgehend entsprechen. Ob es richtig ist, die Schwingungsdauer der Kompasse über das jetzt gebräuchliche Maß hinaus noch weiter zu verkürzen, darüber sind die Meinungen nicht ganz einheitlich, doch werden auch in dieser Frage die praktischen Erfahrungen sicherlich bald Klarheit bringen. Als besonderer Erfolg auf dem Kompaßgebiet kann übrigens der auch von Herrn Dr. Koppe schon erwähnte, pneumatische Fernkompaß der Firma Askania gebucht werden. Diese Geräte haben sich bei der Erprobung in der Luft-Hansa recht gut bewährt. So hat eine solche Anlage beispielsweise in einem Verkehrsflugzeug der Luft-Hansa bisher schon 460 Betriebsstunden ohne Störung gearbeitet.

Herr Dr. Koppe hat die Vorteile der Verwendung des Bildfunks für die Übermittlung meteorologischer Nachrichten geschildert. Die Luft-Hansa bringt, wie Sie aus den kürzlich in der Presse erwähnten Versuchen entnommen haben werden, dieser Anwendung des Bildfunks großes Interesse entgegen. Doch muß festgestellt werden, daß eine praktische Verwendung in Bälde kaum zu erwarten ist, da die zu stellenden Betriebsanforderungen vorläufig nicht erfüllt werden können.

Die Gefahr des Vereisens von Luftfahrzeugen wurde von Herrn Dr. Koppe in seinem Vortrag berührt. Ich möchte hierzu mitteilen, daß die Luft-Hansa im harten Winter 1928/29 eingehende Erfahrungen in dieser Richtung sammeln mußte. In fünf Fällen wurde von den Flugzeugführern erheblicher Eisansatz an Flugzeugen festgestellt, der sogar in drei Fällen so stark war, daß Notlandungen erfolgen mußten. Es muß leider festgestellt werden, daß trotz aller Bemühungen weder bei uns noch im Auslande ein brauchbares Mittel zur Verhütung des Eisansatzes gefunden wurde. Die einzigste Verhütungsmaßregel scheint im Augenblick noch die möglichst weitgehende Vermeidung der für die Eisbildung günstigen Luftschichten zu sein. Die Luft-Hansa versieht aus diesem Grunde sämtliche im Winterluftverkehr eingesetzten Flugzeuge mit Außenthermometern, die den Flugzeugführern eine laufende Beobachtung der Lufttemperaturen ermöglichen.

Die Reichweite der roten und grünen Positionslampen in Luftfahrzeugen wird seit geraumer Zeit vielfach besprochen. Herr Dr. Koppe weist auf den schon mehrfach erörterten Vorschlag hin, diese roten und grünen Lampen durch weiße Blinklichter zu ersetzen. Ich glaube, daß eine neue Regelung der Frage der Positionslampen in Luftfahrzeugen dringend erwünscht ist. Mit roten und besonders mit grünen Lampen, bei denen ein erheblicher Bruchteil des ausgestrahlten Lichtes im Filter absorbiert wird, sind in Flugzeugen zufriedenstellende Reichweiten nicht zu erlangen. Gegenüber den bei Schiffen gebräuchlichen Positionslampen müßten von den Lampen in Luftfahrzeugen infolge der größeren Geschwindigkeit auch größere Reichweiten gefordert werden. Diese Forderung ist infolge der geringen zur Verfügung stehenden elektrischen Energie nicht zu erfüllen.

Es wäre zu wünschen, daß diese Anregung verfolgt und zu einer neuen internationalen Regelung führen würde. In Seeflugzeugen müßten naturgemäß bei der Einführung von weißen Blinklichtern die roten und grünen Lampen zur Verwendung beim Manövrieren auf dem Wasser beibehalten werden.

Friedrich v. Mallinckrodt: Meine Damen und Herren! Meinen Ausführungen voransetzen möchte ich die Worte des Herrn Dr. Dornier, die er gelegentlich seines Vortrages über Do X heute Morgen aussprach: »Die Luftfahrt leidet darunter, daß man angibt weiter zu sein, als man ist«. Wenn das zutrifft, dann in erster Linie für das Gebiet der Meßtechnik und deren Anwendung in der Praxis.

Bei allem, was wir in dem Vortrag des Herrn Dr. Koppe gehört haben, handelt es sich m. E. immer wieder — und das muß deutlich betont werden — darum, daß der heutige Stand der Meßtechnik sehr wohl eine geeignete Grundlage für die Praxis ist, daß die Anwendung des Vorhandenen aber nicht über den Rahmen eines vorgeschrittenen Experimentierens hinausgeht, weil die vorhandenen Möglichkeiten noch nicht zu dem notwendigen einheitlichen Block zusammengefaßt und die vorhandenen hierbei zwangsläufig und augenfällig zutagetretenden einzelnen Mängel technischer oder organisatorischer Art mit Eile beseitigt werden müssen, da ihr Vorhandensein das Funktionieren des Ganzen in Zweifel stellt und damit den Wert des Vorhandenen und der großen materiellen und ideellen Opfer unvertretbar herabmindert.

Eine Stellungnahme im Anschluß an den heute Morgen gehörten Vortrag Dr. Dorniers unterblieb meinerseits, damit nach jeder Richtung der Eindruck vermieden wurde, als könne oder solle ein bewunderungswürdiges Werk wie das der Do X in seiner eigentlichen Bedeutung herabgesetzt werden. Aber doch ist einiges aus dem Vortrag im Zusammenhang mit den navigatorischen Fragen erwähnenswert: Herr Dr. Dornier meinte u. a. «Das Luftmeer wird uns keine ‚neuen' Schwierigkeiten mehr bieten können«. Das schon, aber es bietet nach wie vor die alten bekannten Schwierigkeiten, an denen auch der Konstrukteur — grade mit wachsenden Dimensionen der Zelle — nicht ohne Bedenken vorübergehen kann. Sie liegen in den Problemen: Nebel und Motorstörungen. Die Tourenzähler sind bei Do X in den Raum verlegt, in dem sich die Instrumente zur Überwachung des Triebwerks befinden. Da aber — wie Dr. Dornier meinte — »die Flugzeugführer am Instrumentenbrett kleben«, sind vor dem Führersitz elektrisch betriebene Glühbirnen angebracht, die erlöschen, sobald der betreffende Motor stillsteht. Ohne im entferntesten über die lustige aber freundlich gemeinte Ausdrucksweise des Dr. Dornier beleidigt zu sein, scheint es mir eine Eigentümlichkeit der Konstrukteure zu sein, den Fragen, die außerhalb ihres Spezialgebietes liegen, nicht die erforderliche Beachtung zu schenken. So ist z. B. der Tourenzähler durchaus nicht nur ein Instrument zur Überwachung des Triebwerks, sondern ihm fällt — wie aus den schriftlich festgelegten Ergebnissen der Arbeiten im Navigierungsausschuß hervorgeht — auch die Aufgabe zu, ein Instrument zur Navigierung zu

sein. Insbesondere bei der zahlreichen Unterteilung des Triebwerks ist eine unverzügliche Kenntnis des Grades der Kraftäußerung des Triebwerks und einer ungewünschten, eventuell plötzlich auftretenden Kraftverschiebung m. E. unerläßlich.

Zu meinem Bedauern habe ich ferner beobachtet, daß den Instrumenten vom Konstrukteur der Platz eingeräumt wird, der grade zufällig übriggeblieben ist. So ist es nicht verwunderlich, daß Instrumente, die unzertrennbar zusammengehören, in die entgegengesetzten Ecken geraten. Aber nicht nur die richtige Zusammenstellung der Instrumente hat ihre Bedeutung (große), sondern auch der Einbau selbst (entscheidende Bedeutung). Es darf keinesfalls vorkommen, daß z. B. die Düse, die dem Antrieb des Wendezeigers dient, verkehrtherum anmontiert wird und drei Kontrollen unangefochten passiert, wie ich das aus meiner Praxis berichten kann, aber erstaunlicherweise war auch der Wendezeiger + Querneigungsmesser »schief« eingebaut, so daß er im Normalflug schon Lage anzeigte. Gleichzeitig war der Kursgeber des Pionierkompasses nur unter Anwendung erheblicher Gewalt zu betätigen, weil die den Kursgeber mit dem Drehkörper verbindende biegsame Welle in so scharfwinkligen Krümmungen verlegt war, daß ein Klemmen der Welle unvermeidbar war.

Daß aber die Anordnung und der Einbau der Instrumente in das Belieben einer die Erfordernisse verkennenden Person gestellt blieben, kann ßelnesfalls richtig sein. Es erscheint mir daher wesentlich, daß die Instrumentenfirmen sich für den Einbau ihrer Instrumente mehr interessieren, als das bisher geschehen. Besser ist natürlich die Überwachung durch eine neutrale Stelle. Zu dem Vorschlag, für die Positionslampen weißes Licht zu verwenden, möchte ich bitten zu berücksichtigen, daß diese Lichtquellen so angelegt werden müssen, daß das bei Nachtflügen, insbesondere bei Schlechtwetter, oft sehr lästige durch den rotierenden Propeller reflektierte Licht vermieden wird. — Herr Dr. Koppe erinnerte an die Feststellung des Herrn v. Schröder von der Deutschen Lufthansa, daß »Blindfliegen zum täglichen Handwerk jedes Nachtfliegers gehöre«. Es ist fast unglaublich, daß mir zufolge meiner Arbeiten in dieser Hinsicht von vorgesetzter Stelle der Vorwurf zuteil wurde, ich befasse mich mit Dingen, die mich nichts angingen, obschon eine ausgezeichnete Kenntnis dieser Hilfsmittel für die von mir auszuführenden Versuchsflüge — insbesondere bei Nacht — unerläßlich sind. Es ist daher doch notwendig, daß die vorerwähnte Auffassung allgemein anerkannt wird.

Diese Versuchsflüge befaßten sich im wesentlichen mit dem Einsatz, der Verwendung und der Beurteilung der optischen Mittel, die Herr Dr. Koppe in seinem Vortrag als »Krücken« bezeichnete.

Wir hatten schon im Navigierungsausschuß Gelegenheit über diese Auffassung zu sprechen: »Krücken«! ja das ist ganz richtig! aber sind nicht die vielen anderen Hilfsmittel ebenso jämmerliche Krücken? Letzten Endes könnte man sagen, was braucht man eine Streckenbefeuerung, eine Flugplatzbefeuerung und -beleuchtung, was eine Hindernisbefeuerung, ein F.T.gerät und Bordbeleuchtung — die im übrigen nicht selten unzuverlässig ist — und Bordscheinwerfer und Landeraketen —, die im übrigen die brennende Lunte am platzenden Benzintank bei Bruchlandungen sind —, was braucht man eine kostspielige Wetterberatung, wo man doch unterwegs über alle Wetter hinweg oder hindurchfliegt, was Flugzeughallen? man lasse die Maschinen draußen stehen, wie das ja zum nicht unerheblichen Teil geschieht. Das sind eben alles »Hilfsmittel«, die heute zum allergrößten Teil leider unerläßlich sind, später vielleicht zum Teil fortfallen, zum Teil durch andere abgelöst werden. Eine gewisse Rivalität zwischen den optischen und den F.T.-mitteln bestand ja offenbar, das ist schließlich kein Fehler, zumal neuerdings beide Mittel unter einheitlicher Leitung zusammengefaßt wurden.

Vor einiger Zeit verlangte man aber sogar wiederholt Abschaffung der optischen Mittel, vor allem Beseitigung der sogenannten Zwischenfeuer mit der Begründung, die F.T.-peilung sei das einzig Richtige. Man hat daher gefordert, daß neue Strecken nur noch mit Funkbaken ausgerüstet würden. Ich verweise auf die U.S.A., die eine solche Strecke bereits eingerichtet hatten und die optischen Mittel wieder mit heranzogen.

Vor Monaten machte ich den Vorschlag, die beiden Mittel möchten zusammenarbeiten, da sie aufeinander angewiesen seien (siehe auch meine Ausführungen in »Illustrierte Flugwoche« 1929, Heft 2/3: Luftverkehr und Nachtflugstreckenbefeuerung). Auf diesen Vorschlag komme ich heute zurück: die Strecke Berlin—Hannover ist als Versuchsstrecke bestens geeignet. Auf ihr führe man Flüge auf F.T.peilung gestützt versuchsweise durch unter Außerachtlassen der krückenhaften Optik. Man lösche dann, was für löschenswert befunden wird, und gestalte die neuzubauenden Strecken entsprechend den Erkenntnissen. Es erscheint mir auch ganz wesentlich, die Feuer, die aus der Schiffahrt entlehnt sind, den Bedürfnissen »speziell für den Luftverkehr« anzupassen. Entsprechende Vorschläge wurden von mir vor ca. einem Jahr gemacht und im Laufe des Jahres 1929 in dem Signaldienst für Luftverkehr technisch und praktisch geprüft. Ganz unwahrscheinlich ist z. Zt. der Gedanke, auf die optischen Mittel in der Luftfahrt überhaupt zu verzichten.

Man denke nur an die Schiffahrt und die Eisenbahnen, bei denen es sich um eine Bewegung auf der Fläche handelt, die zudem auf den Nullpunkt herabgedrosselt werden kann. Kein Mensch würde auf die vermessene Idee kommen, die optischen Mittel zu kassieren, im Gegenteil, man verwendet mehrere Signalmittel neben- und hintereinander! und nun das Luftfahrzeug: Bewegung im dreidimensionierten Raum, der Zwang zur Einhaltung einer Mindestgeschwindigkeit, die etwa bei 100 km Geschwindigkeit zu liegen pflegt, beschränkte Raumverhältnisse, kein Reserve-F.T.gerät wie z. B. auf Schiffen. Bei logischer Erwägung muß man zu dem Resultat gelangen, daß in diesem neuen Verkehrszweig viel mehr als bei anderen die Notwendigkeit gegeben ist, mehrere Sicherungsmittel nebeneinander zu verwenden, auf keinen Fall aber die optischen Mittel zu kassieren, zumal sie die zweifelsfreiste und schnellste Standortvermittlung zu gewährleisten vermögen.

Arbeiten die Motoren zuverlässig und befriedigt die gegebene oder selbstermittelte Standortmessung zuverlässig, so wird der Flugzeugführer auf die terrestrische Navigation verzichten, solange die Zuverlässigkeit des einen oder des anderen jedoch Zweifel enthält, wird er in den allermeisten Fällen aus ganz verständlichen Gründen an der terrestrischen Navigation festhalten, ganz abgesehen davon, daß das Blindfliegen mit schwerbeladenen Maschinen ganz anders zu bewerten ist als das Blindfliegen mit Sportmaschinen.

Solange man mit der Erde in Augenverbindung bleibt, liegt bei dem eigenen Ich die Entscheidung über Fortführung oder Abbruch des Fluges, hört die Augenverbindung auf, so ist — grade bei den zwingenden Schlechtwetterfällen — der Ausgang einer Zwangslandung äußerst zweifelhaft und bei den begrenzten Brennstoffvorräten die Fortführung des Fluges — vielleicht über hügeliges und demzufolge im Nebel liegendes Gelände hinweg — bis zum nächsten oder Nachbarflughafen — der auch inzwischen unpassierbar geworden sein kann — für den Fall, daß der Zielhafen aus irgendwelchen Gründen nicht erreichbar ist, ein u. U. recht zweifelhaftes Vergnügen. Daher der leicht verständliche Gedanke des Flugzeugführers: Besser eine unangenehme Gewißheit als eine noch unangenehmere Ungewißheit. Und so entstehen dann die Flüge in Grenzzuständen, deren Ausgang einzig Selbstvertrauen, der Wunsch eiserner Pflichterfüllung und unerschütterliche Liebe zum Beruf optimistisch ansieht, und der katastrophale Ereignisse herbeiführt. Das Kleben an der terrestrischen Navigation trotz der grade von erfahrenen Flugzeugführern erkannten Gefahren beweist die Erkenntnis vorhandener mehr gefürchteter Mängel bei anderem Verfahren. Es erwächst also die Aufgabe aus dem Stadium des Experimentierens in das der Verkehrsreife zu gelangen.

Die Skizzierung der Folgerungen, die sich für das Triebwerk ergeben, will ich vorwegnehmen, und dann, soweit ich nicht schon zu Beginn die navigatorischen Fragen gestreift habe, auf die Nebellandung zu sprechen kommen:

a) richtige Unterteilung des Triebwerks,
b) Zugänglichkeit der Motoren, eine Bedingung, die mit dem Größerwerden der Flugzeuge technisch immer leichter erfüllbar wird.

Diese Vorbedingungen sind heute schon erfüllbar. Dann erst folgt die Steigerung der Zuverlässigkeit der Motoren durch unmittelbare technische Einwirkung wie:

a) Erzielung eines möglichst großen Leistungsüberüberschusses,
b) grundsätzliche technische Verbesserungen, wie z. B. Entwicklung des Schwerölmotors, bei dem zugleich die Brandgefahr auf ein Minimum beschränkt wird, nach den Gedankengängen der Junkers- oder anderer Werke laut dem heute Morgen gehörten Vortrag von Dr. Gasterstedt.

Ich kann bei dieser Gelegenheit nicht unerwähnt lassen daß mir z. B. die 3motorigen Rohrbachmaschinen wie auch die Do X diese erreichbaren Erfordernisse nicht zu erfüllen scheinen, denn die Zugänglichkeit der Motoren ist nicht derart gewährleistet, daß im Fluge am Motor Teile ausgewechselt werden können, deren Versagen oder Bruch eine prozentual nicht selten auftretende Lapalie darstellt. Auch stimmt mich die tandemweise Anordnung der luftgekühlten Motoren bedenklich, zumal, wie Dr. Dornier sagte, die Zylinder der hintenliegenden Motoren schon bei den kurzen Flügen blau wurden. Ich frage mich, was geschieht auf Flügen mit klimatischem Wechsel oder längerer Vollbelastung der Motore?

Hier scheint mir die Gefahr einer Zwangslandung — grade dann, wenn sie sich zu einer Nebellandung auswächst — keineswegs auf das erforderliche Minimum herabgedrückt. Ich wehre mich ohne rechten Erfolg gegen den Gedanken, daß die gleichen bekannten Gefahren zu einer durch das hohe Ladegewicht bedingten multiplizierten Katastrophe führen könnten, wenngleich ich zugebe, daß die Wasserlandung unter den bezeichneten Verhältnissen weniger gefährlich ist als diejenige zu Land, vorausgesetzt, daß ein vollständiges den Erkenntnissen angepaßtes Instrumentarium an Bord ist.

Ich bin ganz und gar kein Pessimist, und nichts liegt mir ferner, als durch das Aussprechen meiner Gedanken das Werk zu hindern oder zu stören, aber ich möchte, da ein Irrtum in der Auffassung durchaus möglich ist und durch die mehrseitige Aussprache eine Förderung erhofft wird, versuchen, die vermeintlichen Erfordernisse zur fachgemäßen Erörterung zu bringen.

Es sei mir aber hier erlaubt zu sagen, daß ich diesen Gedanken zur einheitlichen systematischen Vorwärtsarbeit — unter Berücksichtigung aller Nebengebiete — anderweitig deutlich zu erkennen meine, nämlich bei den Junkerswerken. Unbekümmert um die Ausführung gigantischer Erzeugnisse, die das Lob der ganzen Welt eintragen, arbeiten sie ganz systematisch daran, nicht nur riesenhafte Zellen hinzustellen, deren nicht weniger wichtiger Inhalt gewöhnlich nicht Gegenstand der Betrachtung durch die öffentliche Meinung ist, sondern die mit solchem Bau gleichzeitig auftretenden unabwendbaren aber für den Konstrukteur offenbar oft lästigen, zeitraubenden und Spezialkenntnis fordernden Begleitfragen zu lösen.

Wenn ich recht unterrichtet bin, so ist bei den Junkers-Werken ein Großflugzeug in Bau, das den Erfordernissen einen wesentlichen Schritt näherkommt. — Der Drehpunkt der ganzen Geschehnisse in der Handelsluftfahrt wie in der Luftfahrt überhaupt ist und bleibt die Nebellandung.

Der Start im Nebel, der Flug im Nebel sind möglich, aber die Landung und zumal die richtige Durchführung einer Notlandung, ganz besonders zu Lande, ist ohne ganz ungeheure untragbare Risiken unmöglich, insbesondere bei Nacht. Ich schlage daher — wie schon vergeblich vor vielen Monaten — erneut vor, systematische Versuche zur sicheren Durchführung der Nebellandung zu machen. Sie müssen unter Zuhilfenahme nicht nur eines mit allen modernen Mitteln bestens ausgerüsteten Flugzeuges, sondern auch unter vorausgehender Verwendung eines Fesselballons betrieben werden.

Fachunkundige Seite meinte diesen Vorschlag als Utopie bezeichnen zu sollen; ohne eine fachkundige Erörterung — trotz deren Forderung höheren Orts — hat man diesen und andere Vorschläge »zu den Akten« genommen. Es ist dabei nicht nur beachtlich, daß solche Versuchsergebnisse nur unter Einsatz des Lebens erreichbar sind, sondern daß unbefangen die wahrheitsgetreue Auffassung zum Ausdruck gebracht beruflichen Selbstmord und u. U. auch den Verlust des persönlichen Rufes bedeutet! — Das sollte m. E. nicht sein!

Alle Arbeiten haben als Endziel: die Benutzung in der Praxis, und in der Verkehrspraxis, die wir hier im wesentlichen betrachten, wieder als Ziel: die wirtschaftliche Unabhängigkeit. Das ist doch wohl der Sinn der Subventionen, der materiellen Opfer des ganzen Volkes.

Wenn ein Vorwärtsschreiten in diesem Sinn überhaupt erwartet wird, so bedarf es einer Forcierung des völlig zurückgebliebenen Gebietes der Meß- und Signaltechnik. Da ich glaube, daß alle an der schnellen Erreichung des Endzieles ein berechtigtes Interesse haben, so regte ich Anfang dieses Jahres an, die in Deutschland für dieses Spezialgebiet verfügbaren Wissenschaftler und Praktiker zusammenzurufen und unter einheitlicher Leitung und in gemeinsamer systematischer Arbeit vorzugehen. Dieses Vorschlages hat sich durch die freundliche Vermittlung des Herrn Dr. jur. Dr. ing. Hilliger-Berlin der Verband Deutscher Ingenieure angenommen. Am 23. September 1929 zeitigte eine erste Zusammenkunft ein erstes erfreuliches Teilergebnis.

Auch der größte Widerstand gegen akute Notwendigkeiten wird durch einzelne Katastrophen gebrochen. Wenn daher nicht die Wucht der Ereignisse eine harte Sprache sprechen soll, so betone ich hier allen Ernstes:

Lassen Sie den Worten, deren ja schon sehr viele getan sind, unverzüglich die Taten folgen!

PS. Der Vertreter der Fa. Dornier sprach nach mir und sagte: »Grade um die navigatorischen Instrumente besser zur Geltung zu bringen, habe man die Tourenzähler aus dem Führerraum beseitigt.« — Das ist ja der Irrtum! Ich wiederhole: der Tourenzähler hat navigatorische Eigenschaften.

Im Schlußwort sagte Dr. Koppe:

»In Amerika, wo man über Gelände hinwegfliegt, das ganz plan ist wie ein großer Flugplatz, kann man die Luftfahrtfeuer in der bei uns geübten Weise in dichter Folge setzen, aber in hügeligem Gelände ist diese dichte Feuerfolge nicht richtig.«

Das widerspricht ganz und gar meinen Erfahrungen, die der Luftverkehrtreibende bestätigen wird!! Je glatter und unkomplizierter das Gelände, desto lichter die Feuerfolge, je hügeliger und komplizierter das Gelände, desto dichter oder spezialisierter — um mich kurz auszudrücken — die Feuerfolge.

Ministerialrat Wedemeyer: Ich bezweifle, daß man durch Reihenbeobachtungen die Gestirnhöhe genauer erhält als durch Einzelmessungen. Reihenmessungen dienen zur Beseitigung von zufälligen Fehlern, nicht aber von systematischen Fehlern.

Die Furcht des Herrn Vortragenden vor Mondbeobachtungen auf der Arktik-Fahrt ist unbegründet. Für die Fahrt muß ein Auszug aus dem Nautischen Jahrbuch vorbereitet werden, der alle nur für diese Fahrt brauchbaren Größen enthält, so daß alle jetzt noch notwendigen Nebenrechnungen, die lästig sind und zu Irrtümern Veranlassung geben könnten, wegfallen. Die gleiche Forderung muß allgemein für die Luftfahrt gestellt werden. Die Wissenschaft-

liche Gesellschaft für Luftfahrt, d. h. ihr Navigierungsausschuß, hat die Pflicht, ein so umgestaltetes Jahrbuch herauszugeben.

Ingenieur Diemer: Ich möchte nur kurz zu den Ausführungen des Herrn v. Mallinckrodt, soweit sie sich auf den heutigen Vortrag von Dr. Dornier beziehen, einiges bemerken. Ich bedaure, daß Herr v. M. seine Einwände nicht heute vormittag in Anwesenheit von Herrn Dr. Dornier vorgebracht hat.

Zunächst die Frage des Instrumentenbrettes. Die betreffende Bemerkung Dr. Dorniers ist anscheinend mißverstanden worden. Sie bezog sich doch lediglich auf die zur Bedienung und Überwachung der Antriebsanlage notwendigen Einrichtungen. Gerade dadurch, daß beim Flugschiff Do X der Führer der Beobachtung aller hier in Frage kommenden Instrumente enthoben ist, ist er in der Lage, seine Aufmerksamkeit viel eingehender der Navigation und der Beobachtung der diesbezüglichen Instrumente zu widmen, die natürlich nach wie vor beim Führer untergebracht sind.

Was die Nebelgefahr betrifft, so sehe ich durchaus nicht ein, warum ein Flugschiff von der Größe der Do X irgendwie ungünstiger daran sein sollte als irgendein anderes Flugzeug, gerade das Gegenteil ist der Fall. Das Problem des Nebelfluges und vor allem der Nebellandung ist heute noch für kein Flugzeug gelöst. Bei einem großen Flugschiff hat man aber die Möglichkeit, alle bis heute vorhandenen Hilfsmittel, die den Flug bei unsichtigem Wetter erleichtern, einzubauen und anzuwenden, was beim kleinen Flugzeug aus Gewichtsgründen und infolge zu geringer Besatzungsstärke unmöglich ist. Dann ist zu berücksichtigen, daß man mit allen Abstufungen der Sichtigkeit rechnen muß und erst von einem gewissen Grade an der Flug infolge mangelnder Sicht unmöglich wird. Gerade in den Grenzfällen, wo man eben noch fliegen und landen kann, ist das kleine Flugzeug in einer schlechteren Lage, da sein Führer, der überdies durch die Überwachung der Motorenanlage in Anspruch genommen ist, ganz auf sich selbst angewiesen ist. Bei Do X sind in solchen Fällen außer den beiden Führern in der Regel noch mehrere weitere Mitglieder der Besatzung auf der »Brücke«, die verstärkten Ausguck halten und die Navigation unterstützen können. Und wenn einmal die Nebelverhältnisse derart sind, daß es unmöglich ist, den Zielhafen anzusteuern, so ist es ein weiterer Vorteil des seetüchtigen Flugschiffes, daß seine Führung nicht gezwungen ist, ein riskantes Landemanöver im Nebel zu forcieren, sondern den meist räumlich begrenzten Gebieten stärkster Nebelbildung ausweichen und die Landung an einer nebelfreien Stelle auf offener See vornehmen kann. Wenn man dabei u. U. auch einige Stunden Verspätung in Kauf nehmen muß, so ist dies jedenfalls einer Gefährdung des ganzen Flugzeuges vorzuziehen.

Herr v. M. bemängelt schließlich, daß die Motoren nicht vollständig zugänglich im Flügelinnern eingebaut sind. Herr Dr. Dornier begründete heute morgen ja ausführlich, warum man beim Entwurf des Flugzeuges bemüht war, nur von bewährten Konstruktionselementen auszugehen und die Einführung von Unsicherheitsfaktoren, wie sie Wellenleitungen, Kegelradgetriebe und dgl., heute noch im Luftfahrzeug darstellen, zu vermeiden. Trotzdem ist bei Do X eine Zugänglichkeit der ganzen Antriebsanlage erzielt, wie sie bisher wohl kaum erreicht wurde. Es können sämtliche Betriebsstoffleitungen überwacht und im Bedarfsfalle repariert werden. Die Magnete der Motoren sowie die meisten Zündkerzen und Ventile, also die Teile, an denen am ehesten kleine, im Flug behebbare Schäden zu erwarten sind, sind ebenfalls im Fluge zugänglich. Man darf im übrigen die Vorteile der Wartbarkeit der Motoren nicht überschätzen. Erstens verlieren, je mehr die Antriebsanlage unterteilt wird, Motorenstörungen an einzelnen Motoren an Bedeutung, zweitens kommen auch bei dem vollständig zugänglichen und wartbaren Motor nur kleinere Instandsetzungsarbeiten in Frage, wie Auswechseln von Magneten, Zündkerzen, Ventilbetätigungsorganen und ähnliche, während wirklich schwere Motorstörungen wie der Fall des »Graf Zeppelin« gezeigt hat, im Fluge kaum zu beheben sind.

Dr. Heberer: Meine sehr geehrten Damen und Herren! Lassen Sie mich zu den Ausführungen über die heute gebräuchlichen navigatorischen Methoden in der Luftfahrt, die Herr Dr. Koppe in seinem Vortrage in so ausführlicher und weitschauender Form dargelegt hat, einige ergänzende Ausführungen machen. Wohl hat der Redner über die instrumentelle Navigation seine Betrachtungen durchaus erschöpfend angestellt, die Fragen der meteorologischen Navigation scheinen mir doch bei seinen Ausführungen im Gegensatz zu ihrer großen Bedeutung, die sie für die Fliegerei und Luftschiffahrt haben, etwas zu kurz gekommen zu sein. Meteorologische Navigation treiben heißt nicht nur Schlechtwettergebiete vermeiden, also Gefahrenmomente oder allgemein flughindernde Eigenschaften der Atmosphäre, sondern auch die flugfördernden Momente herauszufinden und auszunutzen.

Ich möchte deshalb an dieser Stelle als beratender Flugmeteorologe in einem der größten deutschen Flughäfen, im Flughafen Halle/Leipzig, den Hinweis nicht unterlassen, daß heute schon vor allen Dingen im regelmäßigen täglichen Luftverkehr im weitesten Maße »meteorologische Navigation« besonders auf den Gebirgsflugstrecken getrieben wird. Gestatten Sie mir bitte zur Erläuterung dessen ein Beispiel aus der Praxis anzuführen, aus dem hervorgeht, daß ohne eine geschickte und verständige meteorologische Navigation ein großer Teil der Flüge bei schlechten Wetterlagen einfach ausfallen müßte. Stellen Sie sich bitte die Flugstrecke von hier über den Flughafen Halle/Leipzig nach Nürnberg/Fürth vor. Der Kurs führt auf dem gebirgigen Teil der Flugstrecke etwa über Neustadt —Ziegenrück—Kronach—Kulmbach—Erlangen oder über Plauen—Hof—Münchberg—Bayreuth nach Fürth. Wir kennen viele Wetterlagen, besonders bei Frontendurchzügen von Westen her in Gestalt von Aufgleitregenfronten mit sehr tiefer Bewölkung, bei denen das Gebirge meist von Wolken eingehüllt ist. Es gibt kaum einen Verkehrsflugzeugführer, der heute schon einen Flug über das Gebirge **in** den Wolken wagt. Wenn nicht ein Überfliegen der Schlechtwetterzone in Frage kommt — und dazu ist Voraussetzung, daß über dem Ziellandehafen genügend große Wolkenlöcher zum Durchstoßen garantiert werden können —, dann müssen Schlechtwetterwege eingeschlagen werden, d. h. um bei diesem Beispiel zu bleiben, ein westlicher Umweg, z. B. über Erfurt—Eisenach —Meiningen—Koburg, gegebenenfalls Schweinfurt—Bamberg nach Fürth, also durch das Werra- und Maintal auf einem Kurs, wo wegen des bedeutend flacheren Geländes genügend wolkenfreier Raum vorhanden ist, den wir heute noch zum Fliegen unbedingt brauchen.

Und noch eins bitte ich bei Flügen im schlechten Wetter zu berücksichtigen, wenigstens bei der gewerbsmäßigen Verkehrsfliegerei. Das ist eine mehr psychologische Angelegenheit bezüglich der mitfliegenden Fluggäste. Mutet man Fluggästen, noch dazu wenn sie noch nicht luftgewohnt sind, zu, in schlechtem Wetter, also in den Wolken zu fliegen, so kann es leicht geschehen, daß sich die an und für sich für den Fluggast ungewohnte Situation, wenn er überhaupt nichts mehr sieht und nur an dem Kabinendach über sich feststellen kann, was oben und unten ist, in ein gewisses Gefühl der Unsicherheit, ja Angst verwandelt, was ihn dann veranlaßt, in Zukunft das Verkehrsflugzeug als Beförderungsmittel zu meiden, ein Umstand, der bei dieser Betrachtung zweifellos mit in Erwägung gezogen werden muß. Vermieden werden derartige Vorkommnisse durch eine geschickte meteorologische Navigation, wie sie heute — und mit diesem Hinweis möchte ich schließen — im Flugberatungsdienst gemeinsam von Flugzeugführern und Flugmeteorologen im engster Zusammenarbeit, abgesehen von einigen völlig einwandfreien Wetterlagen, fast täglich betrieben wird.

Dr. Koppe (Schlußwort): Meine Damen und Herren! Mit Rücksicht auf die vorgeschrittene Zeit will ich mich kurz fassen; ich kann das um so leichter, als fast alle Redner der Aussprache meinen Ausführungen nicht nur sachlich zugestimmt, sondern sie sogar in dankenswerter Weise durch Mitteilung wertvoller praktischer Erfahrungen ergänzt haben. — Nur zu einigen Punkten noch kurze Bemerkungen:

Daß der Flugzeugführer nicht nur in absehbarer Zeit, sondern überhaupt immer das Entscheidende auch an Bord eines selbstgesteuerten Flugzeuges sein wird, habe ich selbst wohl eindeutig betont. Gerade in diesem Punkte, nämlich daß der Flugzeugführer körperlich entlastet werden muß, um geistig frisch zu bleiben, ist mir Herrn von Schroeders Zustimmung auf Grund seiner großen praktischen Erfahrungen im Langstreckenflug besonders wertvoll. — So möchte ich also den Flugzeugführer vom »Muskel« zum »Hirn« seines nach wie vor unbeseelten Fahrzeuges erheben.

Mit Herrn Dr. Stüssel bin ich einig in der Ansicht, daß die heute vorhandenen kurz schwingenden deutschen Kompasse vielleicht schon ein Optimum darstellen; eine weitere Verkürzung der Schwingungsdauer ist technisch auch nur schwer erreichbar.

Auch Herrn von Mallinckrodt stimme ich aufrichtig zu in der Betonung des Wunsches, daß die Luftfahrt-Meßtechnik baldigst aus dem Zustande des Experimentierens herauskomme und ihr in dem erstrebenswerten einheitlichen Block der Luftfahrt an richtiger Stelle die Möglichkeit zu folgerichtiger Arbeit — eben bis zur Verkehrsreife — gegeben werde.

Auf die Meßgeräte-Ausrüstung der »Do X« ist Herr Diemer schon eingegangen; ich möchte nur ergänzend hinzufügen, daß bei diesem Flugzeug die 12 Einzeltriebwerke in genialer Weise zu zwei Einheiten zusammengefaßt sind, die der Führer unmittelbar bedienen und deren Leistung er auch an zwei Drehzahlmessern vor sich ablesen kann; genau wie beim zweimotorigen Flugzeug.

Daß optische Signale nicht restlos durch Funkbaken ersetzt werden können und dürfen, ist auch meine Ansicht; wie ich überhaupt das Nebeneinanderbestehen und Zusammenarbeiten verschiedener Verfahren gerade für die Luftnavigierung sehr eindringlich betonen möchte. — Nur vor dem Bau von Luftstraßen mit schwachen Feuern, die den Flugzeugführer bei unsichtigem Wetter in gefährliche Bodennähe zwingen, muß ich warnen. In der nordamerikanischen Ebene, die so plan ist, wie ein Flugplatz, wo man also überall landen kann, ist das niedrige Fliegen wohl ebenso angängig, wie bei Wasserflugzeugen über See. — Im Gebirge aber, bei Nacht und tiefen Wolken, die einzelne Strecken einhüllen, nach Bodenfeuern in Bodennähe, also im Bereich der gefährlichen Brandungszone des Luftmeeres zu fliegen — dazu sollte sich kein verantwortlicher Flugzeugführer auch durch die schönste Feuerkette verleiten lassen!

Herrn Professor Dr. Wedemeyer kann ich zur Frage der Reihenbeobachtungen bei Gestirnshöhenmessungen antworten, daß es sich bei Beobachtungen über dem künstlichen Horizont doch um Beseitigung zufälliger Fehler handelt. Denn die die Fehler verursachenden Beschleunigungen (natürliche oder »persönliche« Böen) des fliegenden Flugzeuges haben in ihrer Folge tatsächlich den Charakter des Zufälligen.

Die »Furcht« vor Mondbeobachtungen schwindet allerdings mit der Schaffung eines zweckentsprechenden und handlichen Tabellenwerkes. Möchte der autoritative Wunsch von Herrn Ministerialrat Wedemeyer nach Herausgabe eines nautischen Jahrbuches für Luftfahrer recht bald in Erfüllung gehen!

Herrn Dr. Heberer endlich muß ich insofern widersprechen, als ich das Fliegen von großen Umwegen im Interesse der Insassen eines Flugzeuges nicht mit einem zukünftigen, planmäßigen Luftverkehr im Sinne meines Vortrages für vereinbar halte. Denn da heißt es: erstens Sicherheit, zweitens Pünktlichkeit und dann erst das Vergnügen der Insassen. — Und: über den Wolken ist es doch auch so schön!

Meine Damen und Herren! Die Luftfahrtmeßtechnik und die technische Navigation unserer Luftfahrzeuge sind jedenfalls nicht allein dafür verantwortlich zu machen, wenn wir in Deutschland heute »weiter zu sein vorgeben, als wir es tatsächlich sind«. — In Amerika ist nach einjähriger, sehr gründlicher Zusammenarbeit aller interessierten Stellen, die heute wiederholt angeschnittene Aufgabe der Nebellandung eines Flugzeuges nunmehr gelöst! — Der bekannte Flieger Doolittle ist mit einem kleinen Doppeldecker vollkommen blind gestartet, geflogen und gelandet; nicht einmal, sondern mehrere Male! — Was diese Tat für den jetzt mächtig aufblühenden amerikanischen Luftverkehr bedeutet, brauche ich hier nicht zu erläutern.

Als Beauftragter des Navigierungs-Ausschusses der WGL konnte ich Ihnen heute leider nur mit Worten dienen. Die Möglichkeit ihrer Umsetzung in die Tat liegt, wie gesagt, leider nicht bei uns; daß sie gerade für den hohen Stand der deutschen Flugtechnik besonders dringend erforderlich ist, darüber sind wir uns hier, meine Damen und Herren, wohl alle einig. Die Verantwortung dafür liegt aber, wie heute auch schon einmal betont wurde, bei anderen Stellen!

IV. Über Flugfunkpeilungen.

Von M. H. Gloeckner.

163. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin-Adlershof.
Abteilung für Funkwesen und Elektrotechnik.

Einleitung. Für die Wirtschaftlichkeit eines Verkehrsunternehmens spielt die Regelmäßigkeit der Fahrten und die Innehaltung des aufgestellten Fahrplanes eine ausschlaggebende Rolle. Das gilt auch für die Luftfahrt, die unter ungünstigen Witterungsverhältnissen mehr zu leiden hat als irgendein anderes Verkehrsmittel.

Nachdem die Sicherheit des Flugbetriebes durch die Einführung mehrmotoriger Maschinen bereits auf eine hohe Stufe gebracht ist, wird die Forderung nach Geräten und Verfahren, die auch bei schlechter Sicht, für Flüge durch Wolken und Nebel, eine verläßliche Navigierung gewährleisten, immer dringender.

Unter den Hilfsmitteln der Luftnavigierung ist die Flugfunkpeilung in kürzester Zeit an vorderste Stelle gerückt. Über den neuzeitlichen Stand der Entwicklung des Flugfunkpeilwesens unter besonderer Berücksichtigung der deutschen Luftfahrt soll im folgenden die Rede sein.

Die Funkpeilung gibt ganz allgemein die Möglichkeit, die Richtung festzustellen, aus der eine drahtlose Sendung erfolgt. Ursprünglich für die Seeschiffahrt entwickelt und in ihr erfolgreich erprobt, fand sie bereits im Kriege ihre erste Anwendung in der Luftfahrt zur Unterstützung der Navigation der Zeppelin-Luftschiffe (Telefunkenkompaß und Goniometerstation).

In diesen Anfängen kommen bereits die beiden grundsätzlichen Mittel der Funkpeilung zum Ausdruck: die Richtsendung und der Richtempfang.

In den einzelnen Ländern ist die Entwicklung verschiedene Wege gegangen. In Deutschland bedient sich die Funknavigation zur Zeit, abgesehen von laufenden Versuchen mit Richtsendern, ausschließlich des Richtempfanges. England und vor allem Amerika hat die Richtsendungen für die Flugsicherung weitgehend herangezogen.

Fremdpeilung nach der Einrahmen-Peilmethode. Zur Sicherung des weit verzweigten deutschen Flugnetzes ist vor etwa 1½ Jahren mit der Errichtung zahlreicher Flughafenbodenpeilstellen begonnen worden, von denen zur Zeit sich zehn im Betrieb befinden: Hamburg, Dortmund, Hannover, Berlin, Frankfurt, Erfurt, Dresden, Stuttgart, Nürnberg und München.

Wünscht ein Flugzeug Funkpeilung, ruft es die zuständige Funkpeilstelle drahtlos an, die zwei weitere Peilstellen zur Mitpeilung auffordert. Das Flugzeug sendet dann etwa 1 Minute lang auf Welle 870 m Peilzeichen und erhält von der Hauptpeilstelle, welche die Peilergebnisse der Hilfspeilstellen auswertet, seinen Standort mitgeteilt. Der Flugfunkpeildienst ist durch die »Betriebsordnung für den internationalen Flugfunkdienst nebst Ausführungsbestimmungen für den deutschen Flugfernmeldedienst« (1) genau geregelt. Die Bodenpeilstellen (Abb. 1 und 2) sind mit Einrahmen-Peilgeräten ausgerüstet. Die im Rahmen aufgenommene Hochfrequenzenergie wird in vier Stufen hochfrequent verstärkt, in der fünften Röhre gleichgerichtet und überlagert und daraufhin in drei Stufen niederfrequent verstärkt. Die elektrisch sehr empfindlichen Geräte gestatten noch brauchbare Peilungen bei Eingangsfeldstärken von weniger als 10 μ V/m.

Das Peilen mit dem Rahmenpeiler geschieht in der Weise, daß der Peilrahmen auf Verschwinden des Empfangssignals eingestellt wird. Das Minimum erhält man, wenn die Flächennormale der Rahmenebene in die Richtung zum Sender zeigt. Da sich aus der Peilcharakteristik ergibt, daß die Minimumpeilung der Maximumpeilung an Schärfe überlegen ist, wird diese angewendet. Die Peilskala ist ein für allemal so befestigt, daß der Zeiger der Rahmenstellung auf Null steht, wenn die Flächennormale des Rahmens nach geographisch Nord zeigt. Wird nun beispielsweise ein Minimum auf 135° gepeilt, so bedeutet das, daß sich die sendende Station in Südost befindet. Da nun auf eine volle Umdrehung des Peilrahmens bei der Anpeilung eines Senders stets zwei Minima fallen, ist an und für sich jede Peilung doppeldeutig. In obigem Beispiel würde also auch bei $135^\circ + 180^\circ = 315^\circ$ ein Minimum festgestellt werden können, woraus auf einen Sender in der Gegenrich-



Abb. 1. Flughafen-Bodenpeilstelle.
Die auf dem Dach des Häuschens angebrachte drehbare Rahmenantenne dient zur Richtungsbestimmung, die zwischen den beiden Masten verspannte Hilfsantenne zur Verbesserung der Peilschärfe und zur Festlegung des Richtungssinnes.

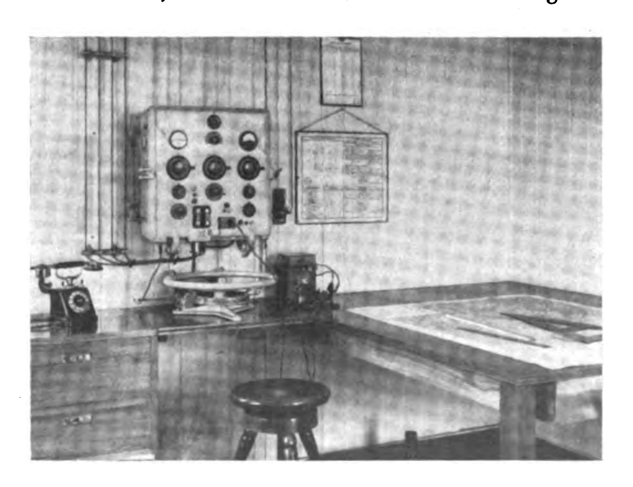


Abb. 2. Flughafen-Bodenpeilstelle.
Inneneinrichtung mit Peilempfänger für 400 bis 1800 m Wellenlänge, Peilscheibe und Kartentisch.

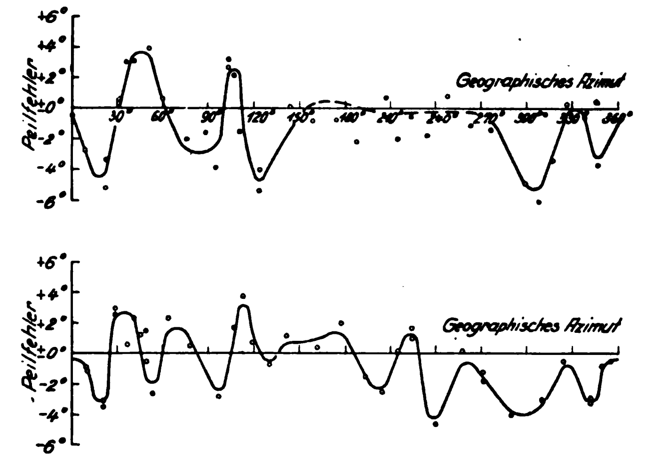


Abb. 3. Untersuchung der Flughafen-Bodenpeilstelle Stuttgart-Böblingen.
Die obere Kurve vermittelt die Peilfehler, die sich bei Anpeilung einer fahrbaren Sendeanlage an bestimmten Standorten in Entfernungen zwischen 20 und 30 km ergaben, die untere Kurve diejenigen, die bei der Anpeilung eines Flugzeuges in etwa 75 km Entfernung festgestellt wurden. Beide Kurven zeigen trotz ihres unregelmäßigen Verlaufs eine gewisse Ähnlichkeit.

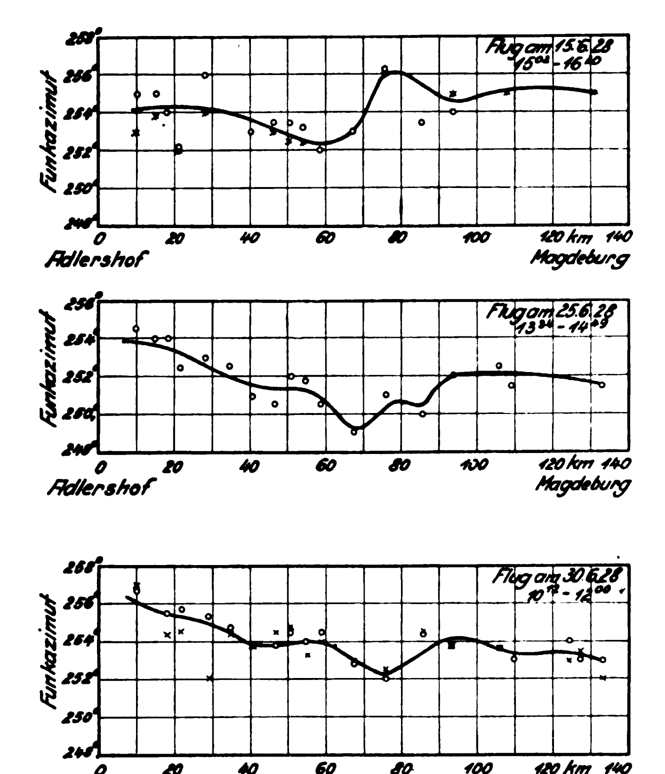


Abb. 4. Großkreisflüge auf der Strecke Adlershof-Magdeburg.
In Übereinstimmung mit den Ergebnissen nach Abb. 3 zeigen an verschiedenen Tagen ausgeführte Großkreisflüge zwischen Adlershof und Magdeburg, daß Peilungen von Flugzeugstandorten, die in Fluchtlinie zum Peiler liegen, verschiedene Werte ergeben. Die festgestellten Unterschiede zwischen den einzelnen Meßreihen halten sich in mäßigen Grenzen.

tung, also in Nordwest, geschlossen werden müßte. Zum Eindeutigmachen der »Seite« besitzt jeder Peilempfänger deshalb eine besondere Einrichtung, die darin beruht, die Rahmenspannung durch Ankoppeln einer ungerichtet empfangenden Hilfsantenne im Empfangsmaximum zu kompensieren. Da dieses für eine volle Rahmenumdrehung jedoch nur ein einziges Mal möglich ist, ergibt sich aus der Einstellung ein wichtiges Kriterium für den Sinn der festgestellten Richtung.

Die Leistung der üblichen Flugzeugbordsender von 70 bis 100 Watt läßt noch gute Peilungen bis zu einer Entfernung von etwa 250 km zu. Die innere Genauigkeit des Peilgerätes beträgt etwa 0,3°, jedoch ist mit variablen Fehlweisungen aus Wegablenkungen des Peilstrahles bis zu 3° zu rechnen. Diese Fehlweisungen können Einflüssen des Geländes zugeschrieben werden, die die normale Ausbreitung der drahtlosen Welle stören. Durch Wechsel der Leitfähigkeit des Bodens ändert sich die Fortpflanzungsgeschwindigkeit der Welle und damit die Neigung der Wellenfront. Bei kürzeren Wellen ist sie größer als bei längeren. Smith-Rose (2) beobachtete beispielsweise bei einer Welle von 450 m eine Neigung von 7,4°, während sie im Wellenbereich von 2600 bis 6900 m weniger als 1° betrug. Da die Normal- und die in Richtung der Welle fallende Horizontalkomponente der elektrischen Feldstärke gewöhnlich nicht miteinander in Phase sind, wird ein elliptisches Drehfeld erzeugt. Diese Erscheinungen führen zu Peilfehlern (3). Solche ergeben sich auch, wenn ein oder mehrere Raumstrahlen mit beliebiger Phase, Richtung und Polarisation am Empfangsort eintreffen und dort nach Maßgabe der elektrischen Konstanten des Bodens mehr oder weniger reflektiert werden. So läßt es sich erklären, daß gelegentlich der Untersuchung von Flugfunkpeilstellen Peilungen von Sendern, die in der gleichen Flucht zum Peiler lagen, verschiedene Werte ergaben (4). Funkfehlweisungen werden ferner hervorgerufen durch Temperaturinversionen in niederen Luftschichten (5).

Gelegentlich der Untersuchung der Flugfunkpeilstelle Stuttgart-Böblingen stellte die DVL durch wiederholte Anpeilungen einer fahrbaren Sendestation und eines Flugzeugsenders fest, daß trotz gleicher Standorte an verschiedenen Tagen die Peilungen andere Werte zeigten. Zur Feststellung der Fehlweisung in den verschiedenen Peilrichtungen wurden mittels einer Autostation im Umkreis von 20 bis 30 km Radius Peilzeichen gesandt und die Peilfehler ermittelt. Diese Messungen wurden an einem Flugzeugsender, der in einem Umkreis von 75 km eingesetzt wurde, wiederholt. Die erhaltenen Kurven (Abb. 3) zeigen nur teilweise Ähnlichkeit. Die Messungen erstreckten sich über mehrere Wochen, so daß die Abweichungen zum Teil den täglichen Schwankungen zuzuschreiben sind. Auch ergaben an verschiedenen Tagen ausgeführte Peilflüge, die radial zur Peilstelle verliefen, abweichende Peilwerte, für die die oben gegebenen Erklärungen herangezogen werden müssen (Abb. 4).

Für eine Bodenpeilstelle bestimmen sich nach den soeben gemachten Ausführungen die mittleren Fehlweisungen für verschiedene Peilrichtungen am besten aus Kontrollpeilungen bekannter ortsfester Sender, die über eine längere Zeitdauer ausgedehnt werden. Durch diese statistischen Messungen erhält man eine Berichtigungskurve, die die Zuverlässigkeit der Betriebspeilungen erheblich fördert.

Von der Fremdpeilung wird im allgemeinen verlangt, daß der lineare Ortsfehler kleiner als ± 5 km ist; die Betriebsstatistik hat ergeben, daß die Funkpeilung mit ca. 90% dieser Forderung gerecht wird, und daß beachtlicher Weise mit zunehmender Entfernung des Flugzeuges vom Peiler der lineare Ortsfehler nicht anwächst.

Nach diesen Ausführungen wird es verständlich, daß für die Brauchbarkeit einer Bodenpeilstelle die Auswahl eines geeigneten Aufstellungsortes von größter Wichtigkeit ist. Gebäude, Masten, Metallmassen, Leitungen, Wasserläufe sowie inhomogener in seiner Leitfähigkeit stark veränderlicher Untergrund in der nächsten Umgebung des Peilers führen zu Fehlweisungen und sind unbedingt zu vermeiden.

Bei Flugzeuganpeilungen in näheren Entfernungen treten Fehlweisungen auf, die aus den Eigenarten der 70 m langen Schleppantenne herrühren. Diese Antenne, die in einem Abgangswinkel von 15 bis 20° hinter dem Flugzeug hergeschleppt wird, hat zur Folge, daß die elektromagnetische Welle anormal polarisiert auf den Empfangsrahmen trifft. Die Peilfehler, die dadurch entstehen, sind abhängig vom Abgangswinkel α der Antenne, von der Flughöhe h und der Entfernung d und schließlich von der Flugrichtung γ (Abb. 5). Etwa bei querabfliegender Maschine ist dieser Antennenfehler am größten. Der scheinbare Flugzeug-

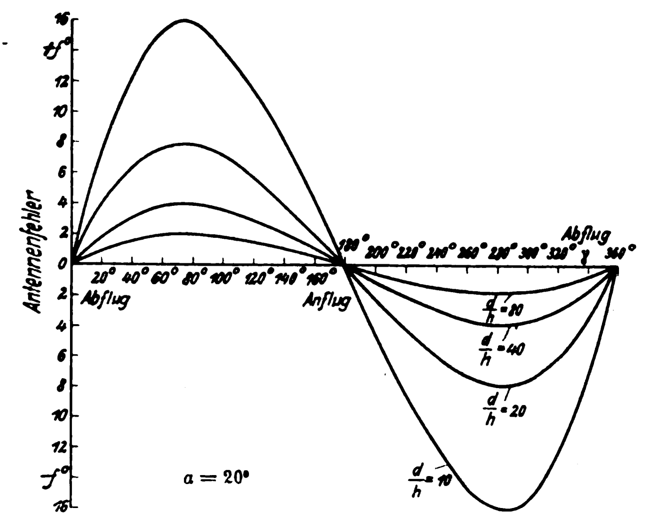


Abb. 5 a. Flugzeugantennenfehler.
Bei der Anpeilung von Flugzeugen, die zur Sendung Schleppantennen benutzen, entstehen Pfeilfehler, die vom Flugkurs γ, der Flughöhe h, der Entfernung d und vom Abgangswinkel α der Antenne abhängen. Der Antennenfehler wird ein Maximum für etwa querabfliegendes Flugzeug. Mit kleiner werdenden Werten d/h fallen sie in das Gebiet der Abflugkurse ($\gamma < 90°$ bzw. $\gamma > 270°$).

standort wird für querabfliegende Maschine stets der Flugrichtung entgegengesetzt ermitttelt. Diese Gesetzmäßigkeiten lassen sich formelmäßig darstellen durch die Beziehung:

$$f = \text{arc tg}\ \frac{h \cdot \sin^2 \gamma}{d \cdot \text{tg}\,\alpha - h \cos \gamma},$$

wobei f die Fehlweisung durch den Antennenfehler bedeutet. Da bei der Abgabe von Zielpeilungen, die dazu dienen sollen, ein Flugzeug in den Hafen hereinzulotsen, das Flugzeug stets so dirigiert wird, daß es Kurs auf den Peiler nimmt, tritt der Antennenfehler nur unwesentlich in Erscheinung (für $\gamma = 180°$ wird $f = 0$), so daß durch diese Art der Peilung Gefahrenmomente für das Flugzeug nicht bestehen. Immerhin ist es wertvoll, diesen Zusammenhang zu kennen, um ihn gegebenenfalls berücksichtigen zu können. Unter Umständen ist es wichtig, die Annäherung des Flugzeuges an den Peiler bzw. an den Flughafen zu erkennen. Das exponentielle Anwachsen der Empfangsfeldstärken mit der Annäherung des Flugzeugsenders an die Empfangsstation macht sich durch die schnelle Zunahme der Lautstärke im Empfangstelephon deutlich bemerkbar, so daß ein geübtes Funkpersonal dem Flugzeug auch daraus Navigationshilfe zuteil werden lassen kann.

Wie aus den Funkbetriebsberichten der Deutschen Lufthansa hervorgeht, hat sich die Einrichtung der Bodenpeilstellen in der kurzen Zeit ihres Bestehens bereits bestens bewährt. Aus diesen Berichten sei ein Beispiel herausgegriffen.

In dem Betriebsbericht vom November 1928 heißt es:

> ... Zahlreiche Flüge konnten mit Hilfe einer einwandfreien FT-Verbindung und guter Peilungen planmäßig und sicher durchgeführt werden.
>
> So war am 12. ds. Mts. die D 999 »Watzmann« auf dem Fluge Berlin—München vollkommen in Nebel geraten. Durch Peilungen wurde dem Führer der jeweilige Standort übermittelt und ihm mitgeteilt, daß laut Wetterbericht ein Durchkommen nach München möglich wäre. Inzwischen verlor der mittlere Motor Wasser und die Maschine funkte im Nebel fliegend: »Können wir schon durchstoßen?« Eine von München und Stuttgart gegebene Peilung ergab den Standort 6 km WSW von Ingolstadt. Auf Grund dieser Peilung stieß die Maschine durch. Beim Weiterflug kam sie noch einmal in die Wolken und mit Hilfe weiterer Peilungen konnte ein Durchstoßen kurz vor dem Flughafen und dadurch eine glatte Landung erzielt werden ...

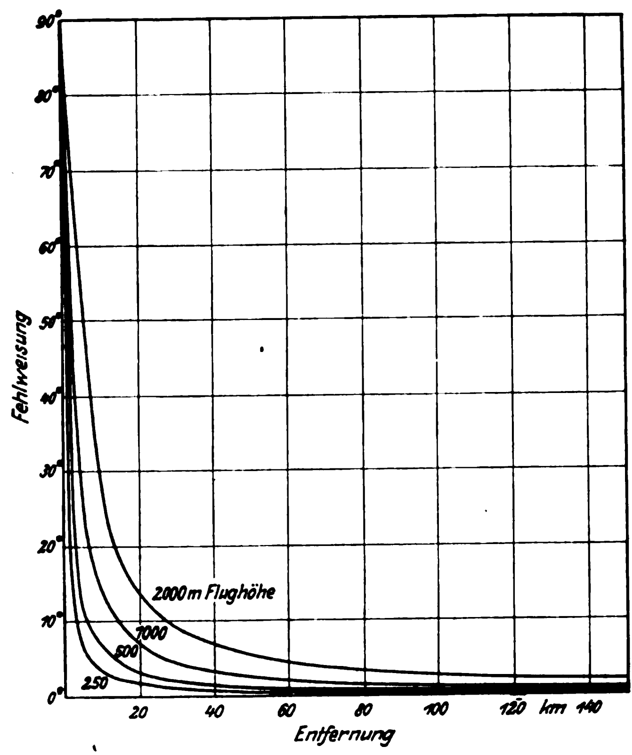


Abb. 5 b. Flugzeugantennenfehler.
Die Kurven zeigen die sich bei querabfliegendem Flugzeug ergebenden Fehlweisungen in Abhängigkeit von der Entfernung und Flughöhe.

Da jedoch eine Peilstelle gleichzeitig stets nur ein Flugzeug abfertigen kann, und durch den notwendigen Wechselverkehr beim Anfordern der Peilung sowie der Aufforderung der Nebenpeilstellen zum Mitpeilen und der schließlichen Übermittlung des Peilergebnisses eine geraume Zeit vergeht, ergab sich bereits frühzeitig die Forderung nach Entlastung der Bodenpeilstellen. Diese wurde um so dringender, je mehr Maschinen in den Luftverkehr eingesetzt wurden und je schlechter das Wetter war.

Die Eigenpeilung nach der Einrahmenpeilmethode. Es lag deshalb der Gedanke nahe, die in der Seeschiffahrt weit verbreitete Methode der Eigenpeilung in die Luftfahrt zu übernehmen. Der Verwendung des Rahmenpeilers an Bord von Flugzeugen standen jedoch zunächst erhebliche Schwierigkeiten im Wege, und es bedurfte einer mühevollen Arbeit, ein den Eigenarten des Flugzeuges angepaßtes Bordgerät zu schaffen. Die besonderen Anforderungen an dieses waren: geringes Gewicht, geringer Raumbedarf, Unempfindlichkeit gegen Erschütterungen, Unempfindlichkeit gegen Zündstörungen durch den Flugzeugmotor, leichte und schnelle Bedienbarkeit, Verwendbarkeit als Nachrichtenempfänger, elektrische und mechanische Stabilität.

Der neue Bordpeiler (Abb. 6), dessen Entwicklung im Augenblick als abgeschlossen gelten kann, wird diesen Anforderungen gerecht und hat in zahlreichen Versuchsflügen seine Brauchbarkeit grundsätzlich bewiesen (6), (7). Der Bordpeiler wird hauptsächlich für Groß- und Seeflugzeuge in Betracht kommen (Abb. 7) und auf Strecken eingesetzt werden, die keine Fremdpeilung besitzen. Jeder beliebige Sender, gleichgültig ob es sich um Rundfunksender oder Navigationssender handelt, kann angepeilt werden. Damit wird ein bereits bestehendes umfangreiches Funknetz neuen Zwecken dienstbar gemacht. Die Anpeilung von Schiffen, deren Positionen dem Flugzeug übermittelt sind, wird dem Seeflugdienst wertvolle Navigationshilfen bieten.

Der Bordpeiler, wie er in der deutschen Luftfahrt verwendet wird (6), dient sowohl der Peilung als auch dem Nachrichtenempfang. Er entspricht in seiner Wirkungsweise dem Rahmenpeiler der Bodenstation, wenn auch seine technische Durchbildung, auf die hier nicht eingegangen werden soll,

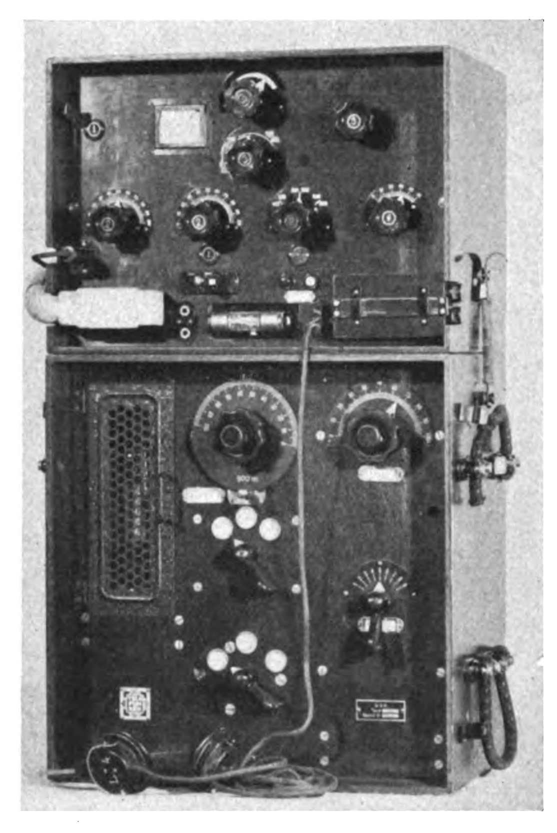


Abb. 6. 70 Watt Flugzeugbordsender mit aufgesetztem Bordpeilempfänger.

eine andere ist. Gepeilt wird ebenfalls nach dem Minimum der Empfangslautstärke. In der ausländischen Literatur findet man vielfach den Hinweis, daß die Minimumpeilung infolge der starken Störgeräusche im Flugzeug sehr unzulänglich wäre, weil diese das Minimum zudeckten (8). Das ist jedoch nicht der Fall. Um Zahlen zu nennen, sei beispielsweise angeführt, daß gelegentlich der Peilversuchsflüge der Rohrbach-Romar mit dem Bordpeiler der Rundfunksender Berlin-Witzleben trotz seiner sehr ungünstigen Wellenlänge von 418 m in der Höhe von Landsort in ca. 750 km Entfernung mit einer Peilschärfe von ± 7° gepeilt wurde. Das bedeutet eine Peilung, die auf mindestens 1° genau ist. Zur Kennzeichnung der Leistungsfähigkeit des Bordpeilers ist in Abb. 8 die Abhängigkeit der Minimumbreite von der Empfangsfeldstärke dargestellt. Treten durch die elektrische Zündvorrichtung des Flugzeugmotors Störungen im Empfänger auf, so lassen diese sich durch Abschirmung des Zündmagneten, der Zündleitungen und unter Umständen auch

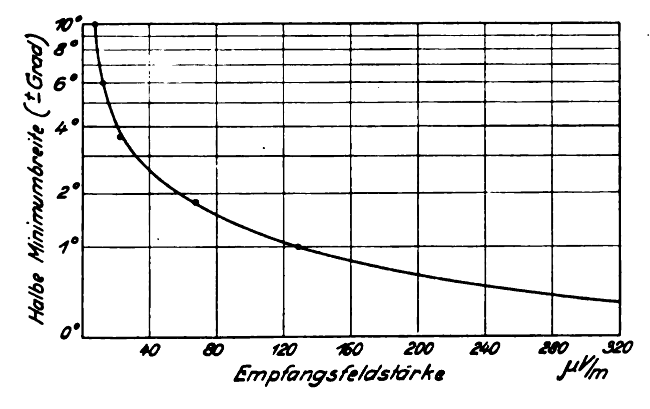
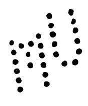


Abb. 8. Minimumbreite in Abhängigkeit von der Empfangsfeldstärke, ermittelt für einen Bordpeilempfänger spez. 173 N im Flugzeug. Einer Minimumbreite von 10° entspricht eine Funkseitenpeilung, die je nach Größe der Funkbeschickung auf etwa 1 bis 2° genau ist.



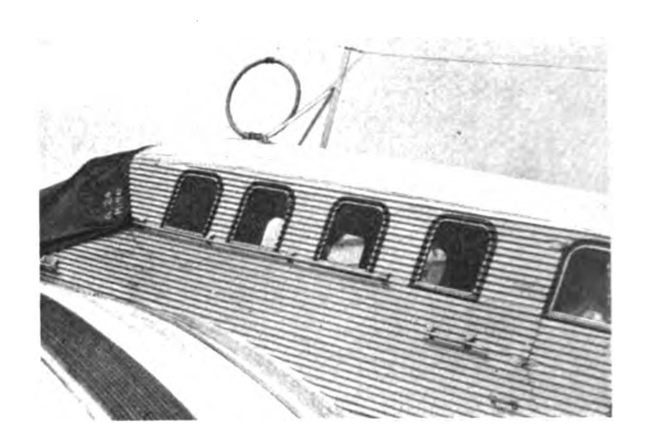


Abb. 7. Junkers-Flugzeug »G 24« der Deutschen Luft-Hansa mit Peilrahmen und Hilfsantenne.

der Kerzen verhältnismäßig leicht beseitigen. Eine an einem Junkers-L 5-Motor ausgeführte Abschirmung ist in Abb. 9 wiedergegeben.

Mit dem Bordpeiler wird der Winkel bestimmt, den die Richtung zum angepeilten Sender mit der Flugzeuglängsachse bildet. Jedoch entspricht die Ablesung an der Peilscheibe nicht unmittelbar diesem Winkel. Die einfallende Welle wird vielmehr unter dem Einfluß leitender Teile des Flugzeugkörpers abgelenkt. Die Ablesung an der Peilscheibe ist demnach um den Wert der sogenannten »Funkbeschickung« zu berichtigen, um von der »rohen« zur »wahren« Funkseitenpeilung zu gelangen. Diese wegen der Bordablenkung notwendigen Berichtigungswerte können experimentell als Funktion der Peilscheibenablesung ein für allemal ermittelt werden. Sie haben für jeden Einbau und für jedes Flugzeug einen regelmäßigen festen Verlauf von der Form einer doppelwelligen Sinuskurve. Die maximalen Beschickungswerte liegen etwa bei 45, 135, 225 und 315 Grad. Sie wurden beispielsweise für ein Junkersflugzeug der Bauart F 13 mit maximal 6°, bei einer G 24 mit 10° und bei einer Rohrbach-Romar mit ca. 18° ermittelt (Abb. 10). Die Funkbeschikkungen sind in geringem Maße auch von der Wellenlänge abhängig.

Der für die Funkortung notwendige Übergang zur Land- bzw. Seekarte verlangt die Kenntnis des rechtweisenden Kurses, um die rechtweisende Peilung, d. h. das Azimut des Senders gegen geographisch Nord zu erhalten. Bereitet die Durchführung einer verhältnismäßig genauen Funkseitenpeilung kaum Schwierigkeiten, so ist die Feststellung des

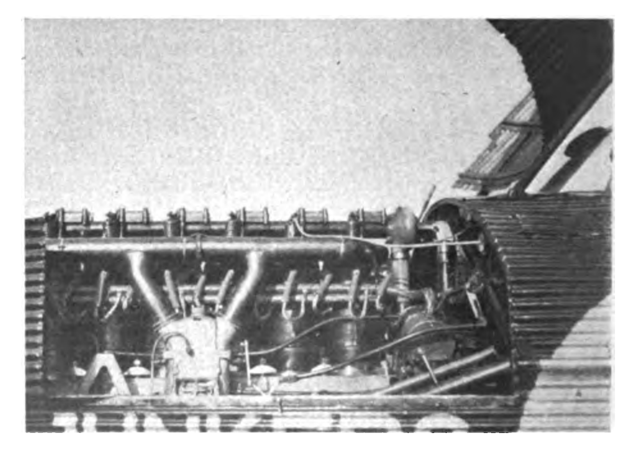


Abb. 9. Motorabschirmung gegen Empfangsstörungen durch die Zündanlage.

Abgeschirmt sind die Zündleitungen, das Verteiler- und Unterbrechergehäuse sowie die Leitungen zum Anlaßmagneten und die Kurzschlußanlage.

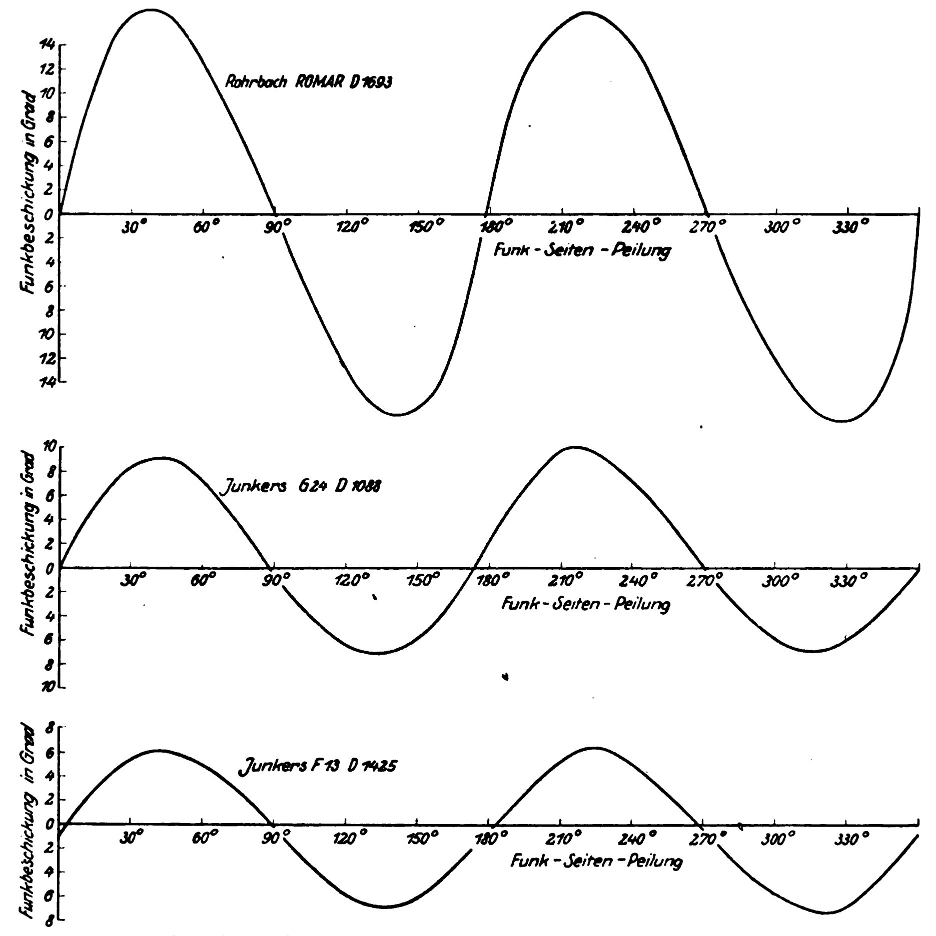


Abb. 10. Funkbeschickungskurven für verschiedene Flugzeugmuster.
Leitende Teile des Flugzeuges verursachen Störstrahlungen und verzerren das Feld der einfallenden Welle. Die Funkbeschickung erfaßt die auftretenden Bordablenkungen, die systematischen Verlauf zeigen.

rechtweisenden Kurses nicht immer ganz einfach. Sie ist von den Eigenschaften des verwendeten Kompasses sowie vom gegißten Besteck stark abhängig. Man kann sich unter Umständen von diesen Ungenauigkeiten durch eine Dreipunktpeilung freimachen. Um den Peilstrahl in die Seekarte einzeichnen zu können, ist es notwendig, die erhaltene orthodromische Peilung loxodromisch zu beschicken. Diese Arbeit wird durch Anwendung nomographischer Tafeln oder Tabellen leicht gemacht. Die in der Schiffahrt üblichen genauen Standlinienverfahren lassen sich gleichfalls anwenden, werden jedoch in der Regel nur eine geringere Rolle spielen. Bringt auch die Verwendung gnomonischer Karten für Eigenpeilzwecke gewisse Erleichterungen, so bleibt doch die Auswertung an Bord wegen der notwendigen Berücksichtigung der Meridiankonvergenz umständlicher als bei der Fremdpeilung. Alle diese Unbequemlichkeiten fallen fort, wenn man den Bordpeiler als Zielfluggerät verwendet (6). Man hat dann nur nötig, den Peilrahmen auf 0° bzw. zur Vermeidung der Windabdrift auf einen gewissen Vorhaltewinkel einzustellen und das Flugzeug nach dem Minimum zu steuern. Für den Vorteil einer leichten mühelosen Navigierung kann man zumeist auch die Abdrift ruhig in Kauf nehmen, wie aus den nachstehenden Diagrammen (Abb. 11 und 12) hervorgeht. Zahlreiche als Zielflüge

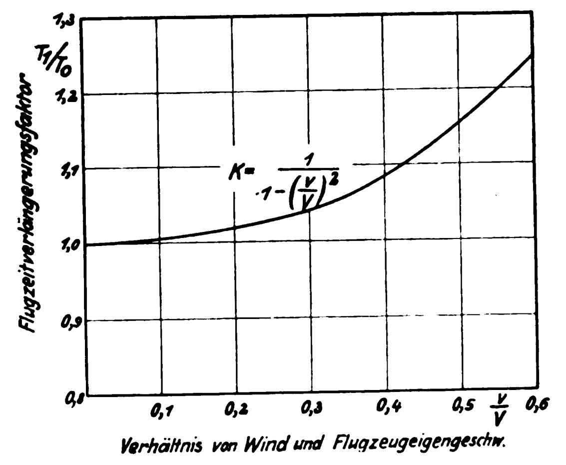


Abb. 11. Flugzeitverlängerungsfaktor beim Zielflug mit Abdrift.
In Funktion des Verhältnisses zwischen Windgeschwindigkeit v und Flugzeugeigengeschwindigkeit V ist für Seitenwind ($\beta = 90°$ bzw. $\beta = 270°$) der Flugzeitverlängerungsfaktor $\varkappa = \frac{1}{1-\left(\frac{v}{V}\right)^2}$, der angibt, wievielmal so lange ein Zielflug bei unberücksichtigter Abdrift dauert als ein Großkreisflug mit richtiger Vorhaltung, dargestellt.

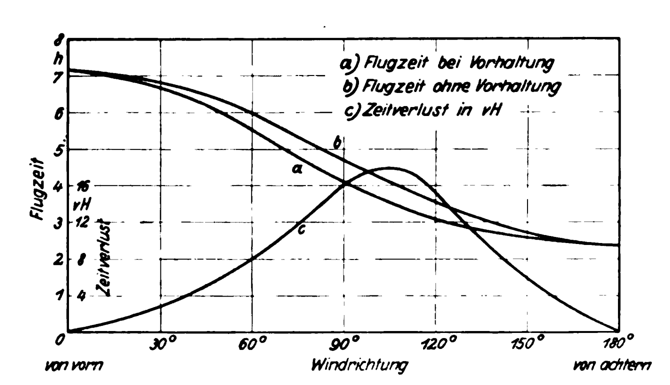


Abb. 12. Einfluß der Windrichtung auf die Flugzeiten bei Abdrift.
Annahmen: Windgeschwindigkeit $v = 70$ km/Std., Flugzeugeigengeschwindigkeit $V = 140$ km/Std.
Der maximale Zeitverlust liegt nicht bei reinem Seitenwind, sondern bei etwas schiebendem Wind.

durchgeführte Versuche haben ergeben, daß das Anfliegen von Sendern im Zielflug bis in die unmittelbare Nähe des Senders möglich ist, und daß seine Peilbarkeit fast bis zum Überfliegen fortbesteht. Mit Hilfe der Seitenbestimmung läßt sich bis auf wenige 100 m vor bzw. hinter dem Sender die Lage des Flugzeuges zu diesem feststellen.

Um die Bedeutung des Bordpeilers für die Sicherheit des Flugzeuges an einem Beispiel zu erläutern, sei ein Fall herausgegriffen, der sich gelegentlich der Erprobung des Peilgerätes auf einem Flugzeug der Deutschen Lufthansa ereignet hat.

Am 12. März 1929 startete das Flugzeug D 1088 in Berlin, um über Stolp und Danzig nach Königsberg zu fliegen. Die vor dem Start eingeholten Wettermeldungen ließen leidliche Flugbedingungen erwarten. Unweit Stolp ging jedoch die Bodensicht völlig verloren. Das Überfliegen von Stolp wurde durch Funk-Eigenpeilung, insbesondere durch die Seitenbestimmung festgestellt. Der Führer flog nun im dichten Nebel zunächst gefühlsmäßig nur nach Kompaß weiter mit dem Ziel Danzig. Nach etwa einstündigem Nebelflug in böigem Wetter wurde Danzig an Steuerbord gepeilt. Aus dem Maße, wie die Peilung bei gleichem Kompaßkurs achteraus wanderte, ergab sich, daß das Flugzeug durch starke südliche Winde weit auf die Ostsee getrieben war. Auf Grund der Peilung konnte der Kurs sogleich berichtigt werden, so daß die Peilung Danzig nunmehr vorauslag.

Zu allem Unglück trat infolge des Nebelfluges und der starken Kälte noch eine Vereisung der Maschine ein, die den Ausfall des Staudruckmessers zur Folge hatte. Der Führer hatte nunmehr seine volle Aufmerksamkeit der Stabilität des Flugzeuges zu widmen, bis es ihm gelang, das Flugzeug über die Wolkendecke zu bringen. Hierbei kam die Navigationshilfe durch den Funkpeiler und den Funker recht vorteilhaft zur Geltung. Inzwischen war Danzig überflogen und durch FT-Peilung der Kurs auf Königsberg genommen worden, da mit Rücksicht auf die gefahrbringenden Höhenzüge in Danzigs Umgebung eine Zwischenlandung daselbst nicht ratsam schien. Halbwegs dorthin traf aus Danzig ein Funkspruch ein, demzufolge eine Landung in Königsberg wegen der dortigen Schneeverhältnisse nicht möglich sei und der Rückflug nach Danzig, das nebelfrei sei, angeordnet wurde. Das Flugzeug drehte um, stieß auf Grund der Eigenpeilung über dem Haff durch die Wolken und landete wohlbehalten im Danziger Flughafen.

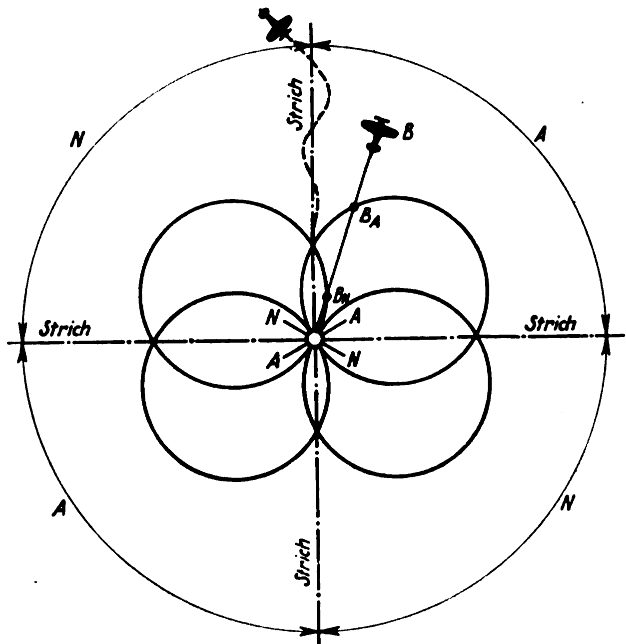


Abb. 13. Flugzeugnavigation nach gerichteten Sendern. (Verfahren Scheller-Kiebitz.)

Auf dem Richtstrahl empfängt ein Flugzeug die Sendungen der Richtantennen AA und NN mit gleicher Lautstärke, außerhalb des Strahles z. B. im Punkt B nach Maßgabe der Richtcharakteristiken im Lautstärkeverhältnis $\frac{OB_A}{OB_N}$.

Wenn nun auch die Erfahrung gezeigt hat, daß es mit Hilfe des Bordpeilers bereits möglich ist, den Standort eines Senders mit verhältnismäßig großer Genauigkeit auszumachen, so ist es doch wenig ratsam, einen Flugplatz mit einem schwachen Hilfssender auszurüsten, um mit dieser Einrichtung eine Nebellandung zu wagen. Hier müssen vielmehr andere Methoden einspringen, die die Platzgrenzen bis in Höhen von einigen 100 m elektrisch abbilden und schließlich dem Flugzeugführer auch Auskunft über seine Flughöhe geben. Diese Aufgabe pflegt die DVL zur Zeit ganz besonders in ihrem Arbeitsprogramm, und man hofft, daß die ultrakurzen Wellen und das Leitkabel den Schlüssel zur Lösung bieten werden.

L e i t k a b e l m e t h o d e. Im vergangenen Jahre wurden seitens der DVL umfangreiche Versuche unternommen, die Leitkabelmethode auch für die Festlegung von Luftverkehrswegen über mittlere Entfernungen heranzuziehen (9). Dabei wurde in der Weise vorgegangen, daß eine elektrisch günstig gebaute Leitung, z. B. die Hochspannungsleitung Berlin-Trattendorf mit Hochfrequenz beschickt wurde. Diese Hochfrequenzsendungen längs Leitungen ermöglichten einen Zielflug mit dem Bordpeilempfänger auf den an das Leitkabel angeschlossenen Sender. Hierbei ergab sich ein Flugkurs, der das Flugzeug dem Leitkabel allmählich in Richtung auf den Sender näher brachte. Die Peilung ist jedoch unsicher und unscharf, so daß die praktische Durchführung des Zielfluges erhebliche Anforderungen an die Geschicklichkeit des Peilenden stellt. Eine zuverlässige und einfache Ortsbestimmung hinsichtlich der Lage des Flugzeuges zum Leitkabel ist nicht möglich. Der Zielflug unter Benutzung eines Leitkabels ist daher einem solchen auf einen punktförmigen Sender erheblich unterlegen.

Wenn auch bei Verwendung geeigneter Frequenzen das Leitkabel in Sonderanwendungen von Bedeutung sein wird, so ist es doch wenig wahrscheinlich, daß es bei der Fernorientierung von Flugzeugen gegenüber dem Leitstrahlverfahren eine Rolle spielen wird.

D a s L e i t s t r a h l v e r f a h r e n. Das Leitstrahlverfahren geht zurück auf die Arbeiten von Scheller und Kiebitz aus dem Jahre 1917, kam aber damals nicht über das Stadium von Versuchen hinaus. In den letzten Jahren griffen die Amerikaner insbesondere das Bureau of Standards (10) den Gedanken wieder auf und suchten ihn der Luftfahrt dienstbar zu machen.

Der Richtsender besteht grundsätzlich aus zwei senkrechten Rahmenantennen, die in einem bestimmten Winkel zueinander angeordnet sind. Werden diese Antennen unter gleichen Bedingungen erregt, so hört man auf der Winkelhalbierenden des Antennenkreuzes beide Sendungen mit gleicher Lautstärke (Abb. 13). Die Antennen werden wechselweise mit den Zeichen A und N oder entsprechend anderen Komplementzeichen derart getastet, daß in die Sendepausen der einen Antenne die Sendungen der anderen fallen. Fliegt das Flugzeug in Richtung der Winkelhalbierenden, so wird Dauerstrich empfangen, weicht es von diesem Kurse ab, so geht das Empfangssignal in A bzw. in N über. Das Bureau of Standards hat in zweckmäßiger Weise den Hörempfang durch eine optische Anzeige ersetzt (11). Die Antennen werden nunmehr gleichzeitig erregt, aber mit verschiedenen Frequenzen moduliert. Als günstig haben sich 65 und 86 Hertz erwiesen, da diese Frequenzen den Eigenschwingungszahlen des Flugzeuges fernliegen. An den Empfänger sind zwei Zungenfrequenzmesser angeschlossen. Schwingen beide Zungen mit gleicher Amplitude, so befindet sich das Flugzeug auf dem Leitstrahl, während ungleiche Amplituden eine Versetzung gegen den Peilstrahl in dieser oder jener Richtung bedeuten. Das Bordempfangsgerät ist mit Rücksicht auf die Leitstrahlnavigation mit einer weit getriebenen Hochfrequenzverstärkung ausgerüstet, da es

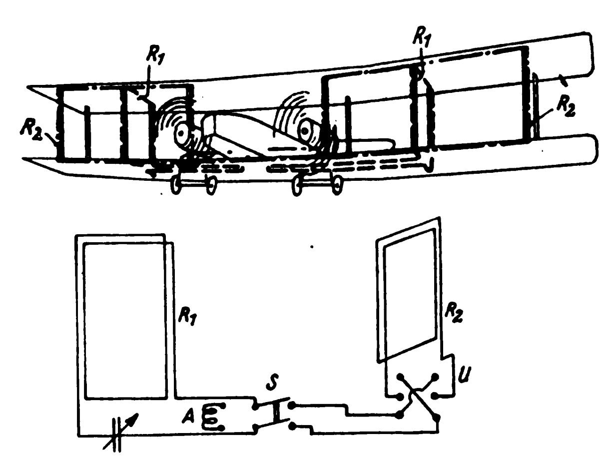


Abb. 14. Kursfluggerät nach Robinson (»Homing-System«).
Die Anordnung arbeitet nach der Maximummethode mit zwei festen Rahmenantennen (R_1 und R_2). Geflogen wird so, daß der Empfangston konstant bleibt.

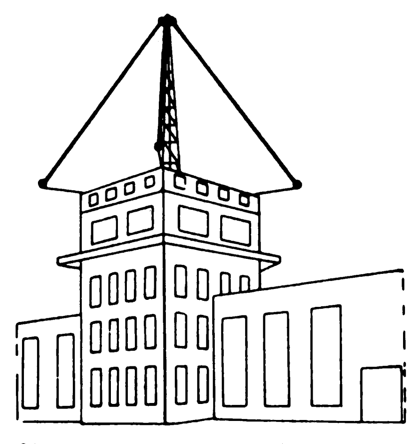


Abb. 15. Flughafen-Bodenpeilstelle Croydon.
Diese Bodenpeilstelle besitzt eine Goniometeranlage nach Bellini-Tosi mit zwei festen gekreuzten Rahmenantennen.

an einer verhältnismäßig kleinen, etwa 3 m hohen Vertikalantenne arbeiten muß, denn die normale Schleppantenne ist für Leitstrahlflüge wenig geeignet. Der Empfänger dient gleichzeitig als Nachrichtengerät und arbeitet in einem Wellenbereich von etwa 860 bis 1050 m. Das Leitstrahlverfahren besitzt den großen Vorteil, verhältnismäßig wenig zusätzliche Bordmittel zu benötigen, hat aber gegenüber dem Bordpeilempfänger den Nachteil, nur eine Flugrichtung zu sichern und eine Standortbestimmung nicht zu ermöglichen. Immerhin wird es gerade für kleine Flugzeuge von Wert sein.

Navigationssender mit umlaufendem Richtstrahl. Die Mängel des feststehenden Leitstrahles haben Veranlassung gegeben, die Erinnerung an den Telefunkenkompaß erneut zu wecken und zu dem rotierenden Strahl (rotating beacon) überzugehen. Solche Versuche werden zurzeit in England zum Teil auf der Grundlage des eben beschriebenen Empfanges gleicher Signalstärke angestellt. Auch mit Goniometeranordnungen und nach dem Robinson-Verfahren sind Richtsendeversuche unternommen worden. Über die praktische Brauchbarkeit dieser Methode läßt sich zunächst noch wenig sagen.

Das Zielfluggerät nach Robinson. Der Entwicklung des Flugzeugbordpeilers in Deutschland ist in England die Durchbildung eines reinen Zielfluggerätes nach Robinson parallel gegangen, das sich in der Hauptsache zum Einbau in Doppeldecker eignet.

Der Empfänger ist an zwei Rahmenantennen angeschlossen, die rechtwinklig zueinander gestellt sind (Abb. 14). Die Ebene des Hauptrahmens (main coil) liegt parallel zur Flugzeuglängsachse, der Hilfsrahmen (auxiliary coil) senkrecht dazu. Beide Rahmen liegen in Serie geschaltet, wobei jedoch der Hilfsrahmen durch einen selbsttätigen Schalter ständig umgepolt wird. Hat das Flugzeug Kurs auf den Zielsender, so empfängt nur der Hauptrahmen. Das Umschalten des Hilfsrahmens wird sich also im Empfangshörer nicht bemerkbar machen können. Sobald jedoch der Zielsender nicht mehr voraus liegt, wird sich ein Trillerton einstellen, da je nach der Schalterstellung die resultierende Rahmenspannung vergrößert oder verkleinert wird. Aus der Schalterstellung läßt sich auch erkennen, ob der Sender an Backbord oder an Steuerbord liegt. Bei größerer Nähe des Senders kann der Hauptrahmen R_1 durch eine Spule A ersetzt werden, die die Abstimmung des Empfangskreises nicht ändert. Auf diese Weise wird die Maximumpeilmethode in eine Minimumpeilmethode umgewandelt.

Das Dieckmann-Hellsche Zielfluggerät. In einer anderen Weise mit elektrischer Umschaltung des Rahmens und optischer Anzeige arbeitet ein Zielfluggerät, das in Deutschland nach dem Verfahren Dieckmann-Hell entwickelt wurde. Es hat jedoch bis jetzt noch keine praktische Anwendung finden können.

Das Goniometerverfahren für Eigenpeilzwecke. Das Verfahren verwendet zwei rechtwinklig gestellte feste Rahmenantennen. Diese sind mit je einer Spule in Serie geschaltet. Diese Spulen kreuzen sich rechtwinklig und bilden den feststehenden Teil des Goniometers. Die Empfangsrahmenantennen zerlegen vermöge ihrer Richtcharakteristik das einfallende Feld in zwei Komponenten. In der Kreuzspule wird das Feld genau nachgebildet. Eine in dieser drehbar angebrachte Koppelspule gestattet dann, ähnlich wie es bei dem Rahmenpeiler der Fall ist, die Richtung des Feldes und damit die Herkunftsrichtung der drahtlosen Welle zu ermitteln.

Welche Bedeutung auch das Ausland der Eigenpeilung zumißt, läßt sich daraus erkennen, daß die Franzosen zur Zeit die Mühe nicht scheuen, das recht voluminöse Goniometerprinzip nach Bellinin Tosi auf einer ihrer Goliath-Maschinen, die die Strecke Berlin—Paris befliegt, zu erproben.

Das Goniometerverfahren für Fremdpeilzwecke. Die soeben behandelte Peilmethode nach Bellini Tosi findet sich in den zahlreichen Bodenpeilstationen des Auslandes wieder. Sie leistet etwa dasselbe wie das deutsche Einrahmen-Peilverfahren, weist jedoch geringere Peilschärfen auf. Abb. 15 zeigt die typische Rahmenanordnung der Peilstation des Flughafens Croydon.

Der Dämmerungseffekt. Wenn auch in unzähligen Fällen die Funkpeilhilfe der Luftfahrt bereits wertvolle Dienste geleistet hat, so darf doch eine Erscheinung nicht verschwiegen werden: der Dämmerungseffekt. Um die Zeit des Sonnenauf- und -unterganges ist die Funkpeilung für etwa zwei bis drei Stunden völlig unbrauchbar. Zu dieser Zeit treten Peilstrahlwanderungen auf, die Auswanderungen bis zu 90° feststellen lassen. Zur Erklärung dieser Erscheinung, die sowohl Peilungen über See als auch über Land anhaftet, wird die Verschiebung der Heavisideschicht herangezogen, die durch den Wechsel der Ionisation in den höheren Schichten der Atmosphäre bedingt ist. Auf Grund eingehender Messungen sind in der Verwendung besonderer Antennenformen nach Adcock bereits Wege gefunden, diesen Fehlweisungen weitgehend zu begegnen, doch stellen die getroffenen Maßnahmen noch keine praktisch brauchbare Lösung dar.

Zusammenfassung. Zusammenfassend kann ausgesprochen werden, daß die Luftfahrt bereits über eine Reihe sehr wertvoller Verfahren verfügt, die die Schlechtwetternavigation nicht nur erleichtern, sondern sogar erst möglich machen. Die umfangreichste Anwendungsmöglichkeit haben die Bordpeilempfänger, weil die zahlreichen bereits bestehenden Sender navigatorischen Zwecken dienstbar gemacht werden können. Jedoch bleibt dies Gerät hauptsächlich Großflugzeugen vorbehalten. Die zweite bedeutsame Hilfe leistet der Luftfahrt die Fremdpeilung, die hauptsächlich zur Sicherung eines dicht

beflogenen Luftfahrtnetzes heranzuziehen ist. Am einfachsten in seiner Anwendung ist das Verfahren der Richtsender mit optischer Anzeige, das dem Führer ermöglicht, selbständig ohne fremde Hilfe an Bord Zielflüge durchzuführen. Diese Navigationshilfe sichert jedoch nur eine bestimmte Flugrichtung und verlangt das Vorhandensein eines eigens für diesen Zweck aufgestellten Richtsenders. Alle Methoden können sehr wohl nebeneinander bestehen; welcher von ihnen der Vorzug zu geben ist, darüber entscheidet in jedem Falle die Eigenart der zu befliegenden Strecke und des eingesetzten Flugzeuges.

Schrifttum.

1. Betriebsordnung für den internationalen Flugfunkdienst nebst Ausführungsbestimmungen für den deutschen Flugfernmeldedienst. Nachr. f. Luftfahrer 10. Jahrg. (1929), S. 417.
2. R. L. Smith-Rose u. R. H. Barfield: On the Determination of the Forces in Wireless Waves at the Earth's Surface. Proc. Roy. Soc. 107 (1926), 587.
3. F. A. Fischer: Über das Peilen von Drehfeldern mit Rahmen und Hilfsantenne. Z. f. Hochfrequenztechnik Bd. 30 (1927), S. 22.
4. M. H. Gloeckner, Die Funkfehlweisung der Flughafenpeilstation Stuttgart-Böblingen. DVL-Bericht LF 15, 3 (1928).
5. P. Duckert: Zur Frage der Küstenbrechung und Peilstrahlschwankungen elektrischer Wellen. Beiträge z. Phys. d. fr. Atmosph. Bd. 14 (1928).
6. M. H. Gloeckner: Der Bordpeilempfänger im Flugzeug. 126. DVL-Bericht. Luftfahrtforschung Bd. 3 (1929), S. 99, und DVL-Jahrbuch 1929, S. 233.
7. M. H. Gloeckner, Beiträge zur Frage der Flugzeug-Eigenpeilung. DVL-Bericht LF 34, 1 II (1929).
8. H. Pratt: Apparent Night Variations with crossed Coil Radio Beacons. Proc. I. R. E. Bd. 16 (1928), S. 652.
9. H. Faßbender und G. Kurlbaum, Untersuchung der Leitkabelmethode zur Flugzeugpeilung. DVL-Bericht LF 14, 3 (1928).
10. J. H. Dellinger u. H. Pratt: Development of Radio Aids to Air-Navigation. Proc. I. R. E. 16 (1928), S. 890.
11. Bureau of Standards: Design of Tuned Reed Course Indicators for Aircraft Radio Beacon. Research Paper Nr. 28 (1928).

V. Die neuesten Fortschritte im Pralluftschiffbau.

Vorgetragen von H. Naatz.

Die Entwicklung des Prallschiffes hat in den letzten Jahren eine Reihe bemerkenswerter Neuerungen gebracht, die einer näheren Betrachtung unterzogen zu werden verdienen, nicht weil sie allein für den Prallschiffbau von Bedeutung sind, sondern weil sie manches enthalten, das allgemein für den Luftschiffbau von Wert ist.

Als erstes ist über die Form der Luftschiffe einiges zu sagen. Man ist zuerst im Prallschiffbau und dann auch im Starrschiffbau zu der kurzen Form übergegangen und wählt das Streckungsverhältnis je nach der Größe des Schiffes etwa 6:1 bis 3:1. Das geschieht, weil die kurze Form geringeren Luftwiderstand hat und in der Konstruktion leichter ist als die lange Form, wie ich auch bereits vor Jahren in den WGL-Vorträgen Gelegenheit hatte, es nachzuweisen. Bei der kurzen Form muß man allerdings auf etwas aufpassen, das ist die unzureichende Stabilität im Fluge, die sehr leicht auftreten kann und die, wie mir scheint, eine Folge des geringen Widerstandes ist. In der Aerodynamik dürfte wohl die Wahrnehmung bekannt sein, daß alle Körper, sei es ein Flugzeug oder ein Drache oder Drachenballon, ja selbst ein Wurfgeschoß, bei denen es gelingt, den Luftwiderstand auf ein Minimum herabzudrücken, im Fluge äußerst schwer, manchmal gar nicht stabil zu bekommen sind. Es ist so, daß, wenn man diese Körper aerodynamisch einigermaßen ausrichten will, dem Widerstand Opfer bringen muß in irgendeiner Weise, z. B. durch erhebliche Vergrößerung des Leitwerks oder durch Verlängerung oder sogar durch Verunstaltung der Form. Bei meinen früheren Vorträgen kam ich zu dem Schluß, daß die Stabilisierung des Luftschiffes mindestens so weit durchgeführt werden muß, daß mit Ruderausschlägen von 20° das Schiff aus jeder Strömungsneigung in die Nullage gebracht werden kann, unabhängig von der Gewichtsstabilität. Heute, muß ich sagen, würde diese Bedingung allein noch nicht genügen. Das Schiff muß außerdem ohne Ruderausschlag den Kurs und die Höhenneigung möglichst lange halten können, was nur durch Vergrößerung des Leitwerkes, insbesondere der Flossen zu erreichen ist. Bei aerodynamischen Versuchen soll man daher das Ausrichten in der Strömung von dem Aufsuchen des geringsten Widerstandes nicht trennen. Nur derjenige Körper darf als der schnellste angesehen werden, der zugleich aerodynamisch gut ausgerichtet ist. Es ist möglich, daß das Streckungsverhältnis dieses Körpers nicht gerade bei 4,62 liegt, wie es z. B. die Versuchsanstalt in Washington, Report Nr. 291, am schnellsten Körper ohne Leitwerk fand, sondern etwas höher, jedenfalls aber nicht so hoch wie bei unseren älteren langen Schiffen.

Bei den langen Schiffen tritt etwas anderes noch in Erscheinung, das mit den aerodynamischen Eigenschaften nichts zu tun hat, und zwar die Trägheit gegen Drehung. Ein langer Körper besitzt ein sehr großes Trägheitsmoment, das imstande ist, die aerodynamischen Fehler bis zu einem gewissen Grade verborgen zu halten. Verlassen soll man sich jedoch auf diese Eigenschaft nicht; denn wenn die Luftschiffe erheblich schneller werden sollen als bisher, werden auch die Strömungskräfte erheblich größer, mithin auch die aerodynamischen Fehler, die so groß werden können, daß sie sich von den Massenkräften nicht mehr beeinflussen lassen.

Es kommt also doch darauf hinaus, daß kurze Luftschiffkörper den Vorzug verdienen, sie müssen jedoch aerodynamisch besser ausgerichtet sein als bisher.

Den Luftwiderstand verringern, heißt nicht allein die zweckmäßigste Form aufsuchen, sondern es gilt auch darum, eine vollkommen glatte Oberfläche zu schaffen und sog. Anhängsel auf das geringste Maß herabzusetzen. Prallschiffe sind hierbei insofern glücklich dran, als sie die glatte Oberfläche sozusagen von Natur aus besitzen, dafür aber weisen sie oft noch beträchtliche Anhängsel in Gestalt von Takelungen, Spanndrähten usw. auf.

In der Verringerung dieser Anhängsel hat man in Amerika einen weiten Schritt vorwärts getan, indem man auch bei kleinen Schiffen die Gondel unmittelbar an den Tragkörper heranbrachte und die vielen Aufhängeseile außen beseitigte. Diese Schiffe sind fast alle unstarrer Bauart, d. h. sie besitzen keinerlei Absteifungen durch starre Teile. Die Aufhängung der Gondel geschieht bei ihnen durch Seile, die in das Innere des Gasraumes verlegt und an der Decke befestigt sind. Viel Freude bereitet diese Konstruktion allerdings nicht, denn die Formhaltung ist mit Schwierigkeiten verknüpft. Einmal muß der Überdruck im Schiff verhältnismäßig hoch gehalten werden und das anderemal verzieht sich, wenn man so sagen darf, die Hülle mit der Zeit und verunstaltet die Form des Schiffes. Dieses Verziehen der Hülle, das überhaupt dem unstarren Typ anhaftet und das auf der Eigenschaft der Stoffe beruht, sich nach einer Richtung hin wochen- und monatelang weiterzudehnen, wie es z. B. A. Worobjeff und Ossinski, Leningrad, gemessen haben, macht oft die schönste Formgebung zunichte. Hiergegen gibt es nur zwei sichere Mittel: entweder die Hülle aus wenig dehnbarem Material herstellen oder absteifende Stäbe oder Gerüste zur Hilfe zu nehmen.

Die Hülle aus wenig dehnbarem Material, also aus Metall herstellen, sehen wir bereits verwirklicht in dem jetzt von Upson, Detroit, herausgebrachten Ganzmetallschiff ZMC — 2. Mitgewirkt zur Verwirklichung mögen hier haben auch die Forderungen nach Wetter- und Sonnenbeständigkeit sowie Unbrennbarkeit. In der Tat gewinnt dieses Schiff, mit Heliumgas gefüllt, an militärischer Bedeutung. Ein brauchbares Schiff wird es aber erst, wenn es beweist, daß das vorübergehende Schwinden des Überdruckes, mit dem der Betrieb rechnen muß, ihm nicht schadet. Auf Überdruck ist andererseits das Schiff angewiesen, weil die im Innern befindlichen Quer- und Längsaussteifungen nicht annähernd so stark sind wie ein Starrschiffgerippe.

Will man die Hülle nicht auf anderem Wege undehnbar machen, etwa unter Einschaltung eines Stahlnetzes, wie von mir schon vorgeschlagen, dann bleibt nur das zweite von den erwähnten Mitteln übrig, nämlich die Zuhilfenahme von absteifenden Stäben und Gerüsten. Leider liegt die Sache bei Luftschiffhüllen aus gewebtem Stoff so, daß diese Gerüste einen sehr großen Teil der normalen Beanspruchungen übernehmen müssen, wenn sie das vorhin erwähnte Verziehen der Hülle verhindern und dem Schiff eine glatte Form geben und erhalten sollen. Dafür aber brauchen sie nicht so gebaut zu sein, daß sie die vorübergehenden Beanspruchungen, während der Fahrt zum Beispiel, in dem gleichen hohen Maße übernehmen.

Einen wesentlichen Schritt vorwärts in der Formhaltung und Vereinfachung der Gerüste brachte uns die zuerst von Astra-Torres angewandte und später in Italien vervollkommnete Innenaufhängung. Sie muß nur in Verbindung mit den



Gerüsten gebracht werden und leistet dann ausgezeichnete Dienste, wie Nobile es an seinen Schiffen »Norge« und »Italia« gezeigt hat. Diesen Schiffen war es äußerlich nicht anzumerken, ob sie unter Überdruck standen oder nicht.

Um nun die neueren Einrichtungen des Prallschiffes durch eigene Erfahrung kennen zu lernen und zugleich eigene Neuerungen zu erproben, hat die W.L.F.G. in Seddin bei Stolp die Gelegenheit eines Auftrages aus privater Hand benutzt und das bestellte kleine Luftschiff »PN 28« mit diesen Neuerungen versehen. Ich darf wohl die angefangenen Betrachtungen mit der Beschreibung dieses Schiffes verbinden.

Das Schiff ist klein,

mißt in der Länge 40 m,
im größten Durchmesser 10 m,
hat einen Inhalt von 1800 m³
und trägt 600 kg Nutzlast.

Mit ihm, das sonst Reklamezwecken dient, wollte die W.L.F.G. folgendes erreichen:

1. Schaffung einer glatten Form ohne Anhängsel,
2. Schaffung einer vollkommen automatischen Druckregelung,
3. Ermöglichung des Ankermastbetriebes.

Zur Schaffung einer glatten Formo hne Anhängsel mußte das Laufganggerüst, das mit Rücksicht auf die Stoffhülle und die übrigen Forderungen nicht entbehrt werden konnte, in das Innere des Schiffes verlegt werden, was auch unter Zuhilfenahme der Innenaufhängung sehr gut geht, Abb. 1 und 2. Die Innenaufhängung ist nach oben hin gegabelt und endet an der Hüllendecke in 4 längslaufende Liekbogenreihen, die so geringe Einschnürungen hervorrufen, daß sie von außen kaum auffallen. Überhaupt erwies sich die Formhaltung des Schiffes mit diesen Einrichtungen als einwandfrei, bei fehlendem Überdruck konnten Veränderungen an der Form nicht wahrgenommen werden.

Ich halte diesen Umstand für sehr wichtig, weil er einerseits Zeugnis dafür ablegt, ob die Konstruktion sorgfältig genug durchgeführt ist und andererseits die Möglichkeit eröffnet, den Betrieb mit Prallschiffen bei geringerem Überdruck durchzuführen.

Der geringe Überdruck von 16 mm W.-S. bei einer Fahrt von 90 km/h, die das Schiff mit einem nicht ganz geöffneten Siemens-Motor Sh 13 von 80 PS aufweist, wird ermöglicht noch durch eine andere, zum erstenmal bei Prallschiffen angewandte Einrichtung, nämlich durch das freitragende Leitwerk. Das Leitwerk wird von einem Armkreuz unterstützt, dessen Arme in die, in Abb. 2 ersichtlichen Schläuche eingeführt und untereinander gelenkig verbunden werden. Sie sind hohl und so geräumig, daß man in ihnen entlangkriechen und in das Innere der gleichfalls hohl ausgebildeten Flossen gelangen kann, um die Steuerseile, die gleichfalls in die Schächte verlegt sind, überprüfen zu können.

Der Vorteil des freitragenden Leitwerkes, Abb. 4, wirkt sich darin aus, daß infolge Wegfalles der äußeren Aufhängeseile der Widerstand des Schiffes beträchtlich kleiner ist, aber auch darin, daß die Flossen ihre Lage und Einstellung unverändert beibehalten, unabhängig vom Überdruck im Schiff, der auch unter Null herabsinken kann. Sollte also am Ankermast oder in der Fahrt der Überdruck im Schiff aus irgendeinem Grunde einmal ausbleiben, so braucht man um die Wirkung des Leitwerkes nicht besorgt zu sein.

Noch einiges über das Laufganggerüst möchte ich sagen. Es setzt sich aus gelenkig miteinander verbundenen Stäben zusammen, Abb. 5, die eine Reihe von einheitlichen Feldern bilden, Abb. 6. Die Felder sind in sich durch Stahlseile ausgekreuzt, aber nicht überall nach beiden Richtungen.

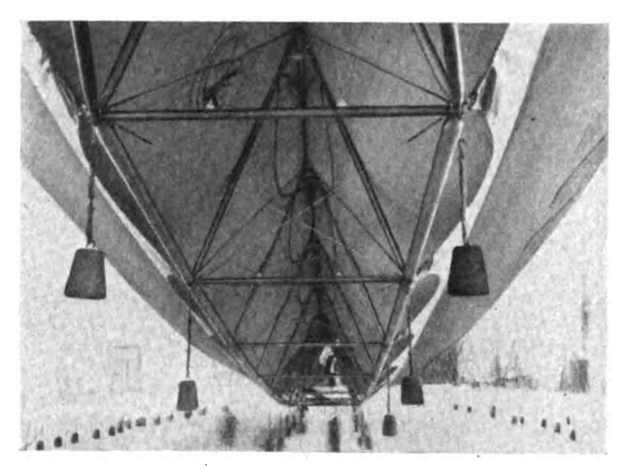


Abb. 1. PN 28 — Anbringung des Kielgerüstes.

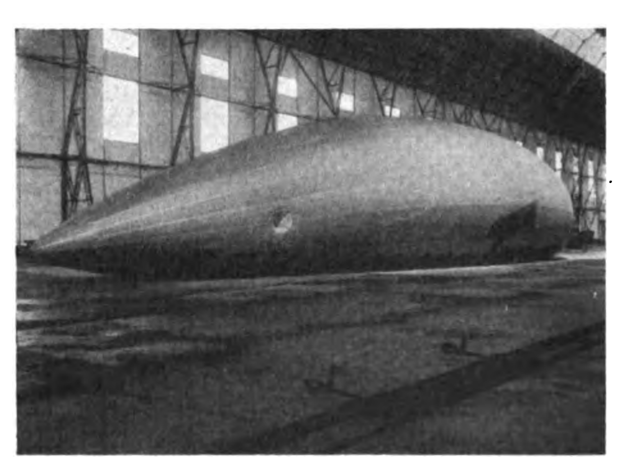


Abb. 3. PN 28 — Hülle mit Luft aufgeblasen.

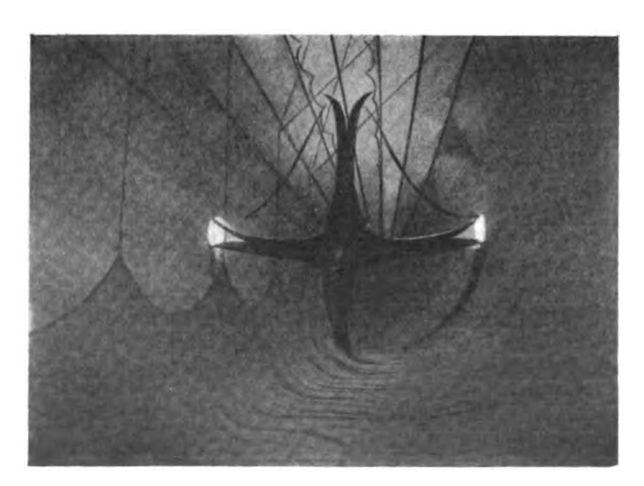


Abb. 2. PN 28 — Innenaufhängung bei luftaufgeblasener Hülle.



Abb. 4. PN 28 im Fluge.

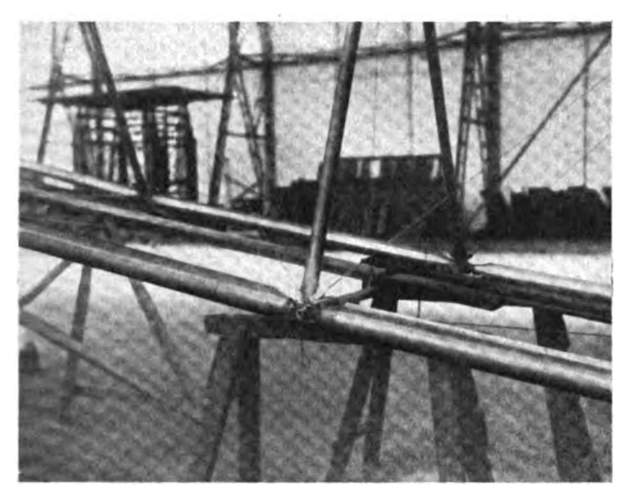


Abb. 5. PN 28 — Knotenstellen des Kielgerüstes.

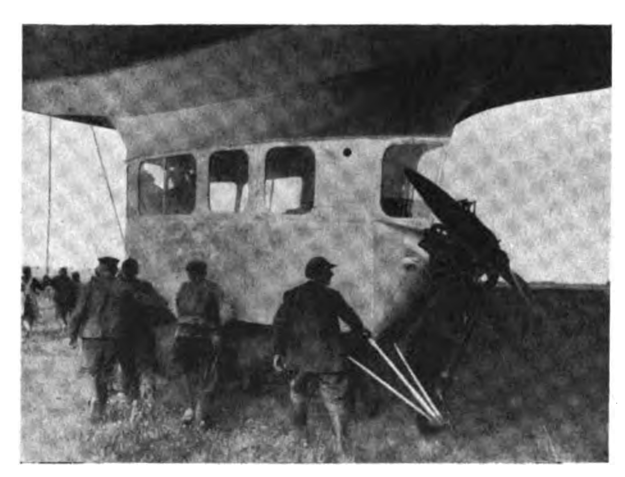


Abb. 8. PN 28 — Gondel mit 80-PS-Motor Sh 13.

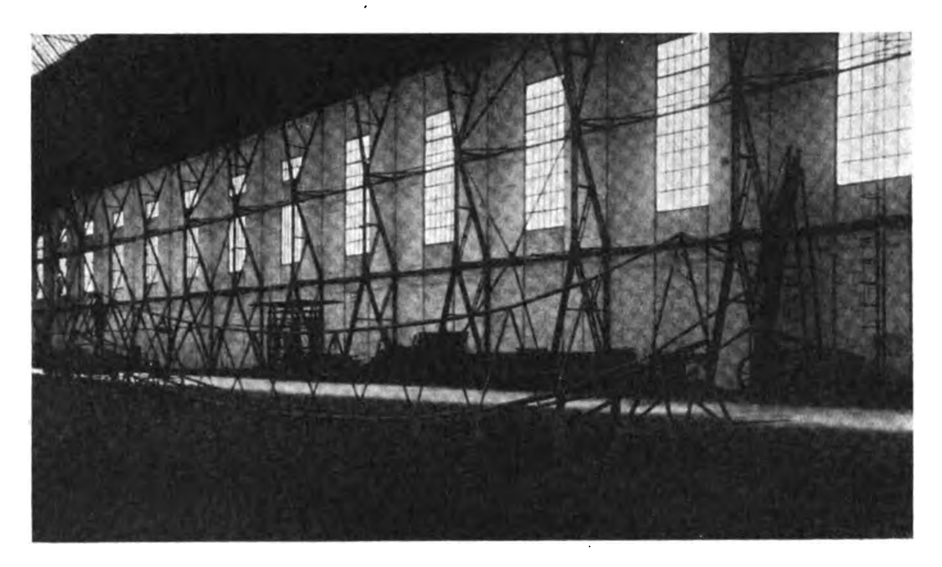


Abb. 6. PN 28 — Kielgerüst.

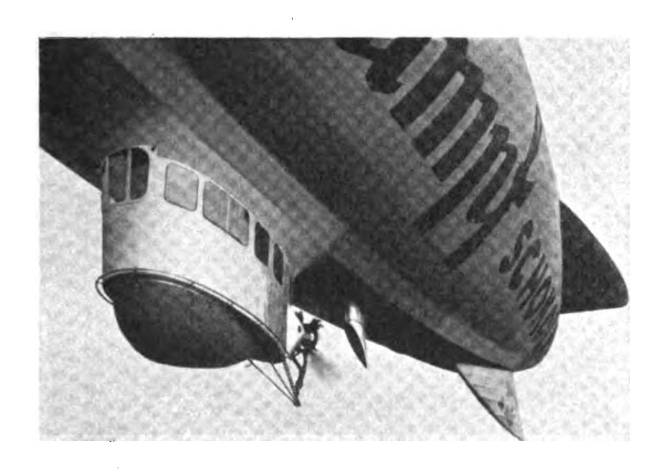


Abb. 7. PN 28 — Gondel von unten gesehen.



Abb. 9. PN 28 — Luftverteiler.

Über der Gondel fehlen z. B. die sog. Gegendiagonalen, um beim harten Aufsetzen der Gondel ein gewisses Eindringen in den Tragkörper hinein zu ermöglichen.

Die Stäbe des Laufganggerüstes, das im übrigen 1,9 m hoch ist, um begangen zu werden, sind weite Rohre aus dünnem Lautalblech (Abb. 6), die von Dr. Lindt bei der L.F.G. in Bitterfeld herausgebracht wurden und seit 1916 in den Parsevalschiffen Verwendung finden. Lautal oder Duralumin in diese Rohrform gebracht, ist beim Einhalten des richtigen Verhältnisses von Rohrdurchmesser zur Wanddicke von keinem anderen Material zu übertreffen.

Die Gondel des Schiffes (Abb. 7) ist gleichfalls aus Lautal gebaut. Sie ist unten mit einem Puffer versehen, das aus einem Rohrgeflecht und Stoffüberzug besteht. Bei harten

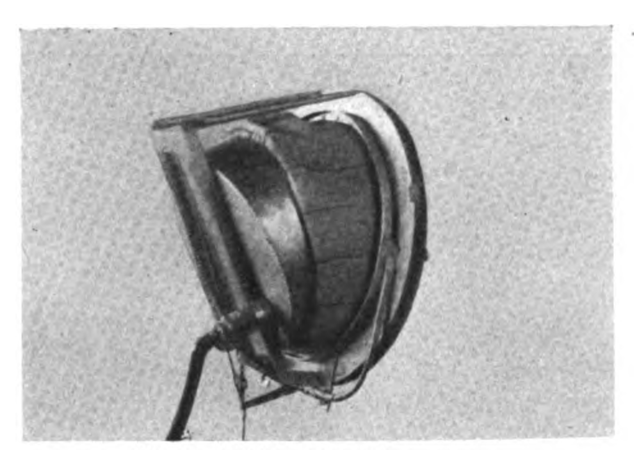


Abb. 10. PN 28 — Gasventil geschlossen.

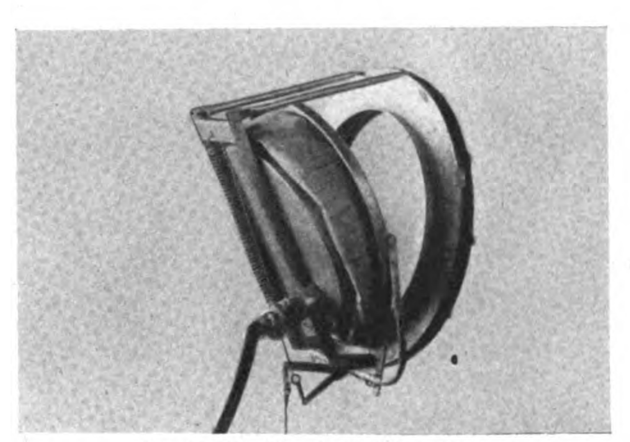


Abb. 11. PN 28 — Gasventil geöffnet.

Stößen wirkt die eingeschlossene Luft als Dämpfer. Am hinteren Ende der Gondel ist der Motor (Abb. 8) so angebaut, daß von der Gondel aus, beim Öffnen des Brandschottes, Vergaser, Magnet und Zuleitungen zugänglich sind. Die Betriebsstoffe sind in Behälter untergebracht, die auf der Decke der Gondel liegen.

Eine unbequeme Einrichtung ist bei Prallschiffen die Druckhaltung. Entweder öffnen sich die automatischen Ventile des Ballonetts nicht pünktlich genug, oder es ist die Luftschöpfung aus dem Fahrwind ungenügend oder zu stark, immer muß man bedacht sein, hier und dort einzugreifen und zu regulieren. Hinzu kommt noch die Beobachtung des Gasventils, das nur dann sich öffnen soll und auch sich öffnen muß, wenn das Ballonett leergelaufen ist. Alle Auslaß- und Einlaßorgane müßten daher so weit automatisch bewegt werden, daß sie aus der Beobachtung vollkommen ausscheiden könnten.

Die Schwierigkeiten der automatischen Druckhaltung liegen darin, daß zum Steuern der Luftventile nicht immer der Druck maßgebend ist, der an den Ventilen herrscht, sondern der Gasdruck an einer bestimmten, ausgewählten Stelle des Schiffes, während der Druck an den Luftventilen je nach der Füllung des Ballonetts mal höher, mal niedriger sein kann.

Dieser Überlegung Rechnung tragend, weist die im PN 28 eingebaute selbsttätige Regelung eine Membran auf, die in einer bestimmten Stelle an den Gasraum angebaut ist und von einer Schraubenfeder im Gleichgewicht gehalten wird. Ändert sich der Druck nur um 1 mm W.-S., so bewegt sich die Membran und dreht mit Hilfe eines Gestänges die im Luftverteiler (Abb. 9) befindlichen, leicht beweglichen Einlaß- und Auslaßlaßklappen, und zwar so, daß beim Steigen des Druckes die unteren Klappen über dem Luftschöpfer geschlossen und die in der hinteren Wand befindlichen Klappen für den Auslaß geöffnet werden, beim Fallen des Druckes umgekehrt. Es wird auf diese Weise die Luft durch die beiden seitlichen Hörner, die mit den beiden Ballonetthälften in Verbindung stehen, hin- oder herbefördert; ganz unabhängig davon, welcher Druck im Ballonett herrscht.

Ist das Ballonett leergelaufen und der Druck im Gasraum etwas über normaler Höhe, so bleiben die Auslaßklappen des Verteilers trotzdem offen stehen, was nicht weiter schadet, im Gegenteil sogar erwünscht ist; denn in diesem Augenblick sinkt der Druck bis auf Null herab und sogar noch tiefer (infolge der Saugwirkung an der Austrittsöffnung), nicht allein im Ballonett, sondern auch in einem ausmündenden Schlauch, der zur sog. Ballonettkammer des Gasventils (Abb. 10 und 11) hinführt. Die Folge ist, daß der Ventilteller, der vorher von dem Druck in der Ballonettkammer und von einer gewissen geringen Federkraft gegen den Sitz gepreßt wurde, nunmehr sich abhebt und das Gas ausströmen läßt. Fällt der Druck im Gasraum, dann schöpft der Luft-



Abb. 12. PN 28 wird an den Mast herangeholt.



Abb. 13. PN 28 am Mast festgemacht.

verteiler Luft und befördert sie in das Ballonett, mithin auch in die Ballonettkammer des Gasventils, das sich, wie es sein muß, schließt.

Dieser Mechanismus der Druckhaltung ist sehr einfach und übersichtlich. Er hat während der etwa 190 Stunden Fahrzeit, die das Schiff bisher gefahren ist, nicht ein einziges Mal Anlaß zu Störungen gegeben. Um die Druckverhältnisse des Schiffes brauchte sich der Führer gar nicht mehr zu kümmern.

Über das Gasventil möchte ich noch einiges sagen. Alle bisherigen Ventile, die wie hier und bei Starrschiffen in Schächten untergebracht sind, haben die Neigung, wenn der Schachteingang nicht sehr geräumig gemacht wird, offen stehen zu bleiben, wenn der Druck in der Zelle bereits herabgesunken ist und die Gasausströmung aufhören müßte. Es hängt dies mit dem Unterdruck zusammen, der im Schacht durch die Aufwärtsströmung des Gases entsteht. Bei dem neuen Ventil ist diese Beeinflussung durch den Strömungsunterdruck nicht möglich, weil es nur auf den Druckunterschied zwischen Gas und Ballonett und nicht auf den Unterschied zwischen Gas und Schachtraum reagiert. Wenn also der aus der Ballonettkammer heraustretende Schlauch nicht in das Ballonett, sondern in den freien Laufgangraum mündet, kann das Ventil auch bei Starrschiffen oder in allen ähnlichen Fällen mit Erfolg verwendet werden. Die Erfahrungen mit dem Ventil haben auch das einwandfreie Arbeiten der sog. Ballonettkammer bestätigt.

Als dritte Forderung, die ich nannte, sollte das Luftschiff für den Betrieb am Ankermast geeignet, gemacht werden. Dazu gehört in erster Linie, daß alle wichtigen Einrichtungen erreichbar sind, ohne daß man Leitern oder ähnliche Mittel zur Hilfe nimmt. Das einfachste ist dann, das Kielgerüst begehbar auszubilden, wie es bei diesem Schiff geschah, und im Laufgang alle Teile wie: Steuerzüge, Luftverteiler, Druckregler, Gasventil, Füllstutzen usw. unterzubringen. Das Gasventil ist hierbei so angeordnet, daß es in einen Gasschacht abbläst, der an der Decke des Schiffes mündet.

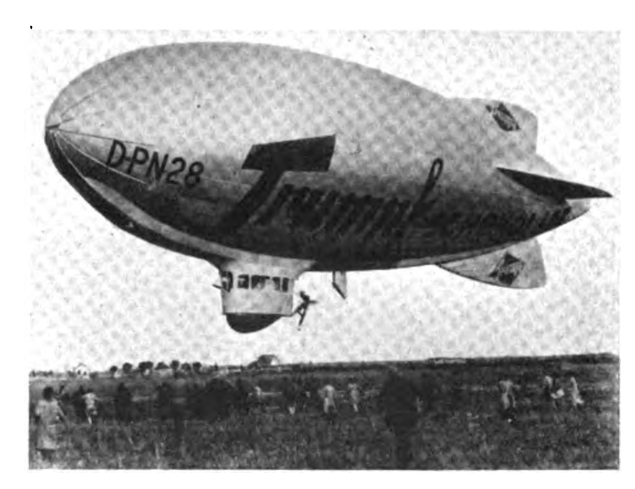


Abb. 14. PN 28 bei der Landung.

Auch diejenige Stelle im Schiff, an die der Ankermast befestigt wird, befindet sich im Laufgang an seinem vorderen Ende. Die Verbindung zwischen Schiff und Ankermast geschieht durch eine am Schiff unbeweglich angebrachte Kugel (Abb. 12), aus deren Bohrung ein Seil herausragt, das durch den hohlen Mast hindurch zu einer Winde geholt wird, bis die Kugel sich von selbst in die Ringwulst des Mastkopfes hineinfindet (Abb. 13). Bei angezogenem Ankerseil reibt nur die Kugel in der Ringwulst und läßt alle Bewegungen zu, ohne an dem Seil zu scheuern. Diese einfache Lösung der Verankerung, die sich bei dem kleinen Schiff ausgezeichnet bewährt hat, ist unter liebenswürdiger Mitwirkung des Herrn Professor Krell entstanden, wofür ich ihm an dieser Stelle unseren verbindlichsten Dank aussprechen möchte.

VI. Technisch-Wissenschaftliches zur Frage der Langstrecken-Flugzeuge.

Von E. Rumpler.

Ich bitte, meinen heutigen Vortrag über Langstrecken-Flugzeuge nur als eine Wanderung durch die sehr umfangreiche Materie betrachten zu wollen; es wird nur möglich sein, einige wenige Fragen zu besprechen, eine vollständige Erschließung ist natürlich im engen Rahmen dieses Vortrages nicht erreichbar.

Meine Betrachtungen sollen sich in erster Linie auf das Langstrecken-Wasser-Flugzeug beziehen. Doch findet vieles des hier Gesagten auch sinngemäße Anwendung auf die Land-Flugzeuge. Dabei will ich durch einzelne praktische Beispiele die Auswirkung des Ihnen Unterbreiteten klarlegen.

Um unter den vielen Möglichkeiten einen Ruhepunkt zu schaffen, sollen meine ganzen Erörterungen von einem Flugzeug ausgehen, das ich kurz Ausgangs-Flugzeug nennen will. Auf dieses beziehen sich auch die in Göttingen und Hamburg ausgeführten Versuche, von denen ich später einige vortragen werde.

Ich möchte nun die wichtigsten Gesichtspunkte klarlegen, die zur Entwicklung des Ausgangs-Flugzeuges geführt haben.

Zunächst war die Frage des günstigsten Platzes für den Motor unter Berücksichtigung der besten Zugänglichkeit, des geringsten Luftwiderstandes und der größten Betriebssicherheit zu studieren. Alle drei Umstände weisen darauf hin, daß die Motoren vollständig im Innern der Tragfläche angeordnet werden.

Man ist sich auch darüber klar, daß im Interesse der Betriebssicherheit die motorische Kraftquelle in viele und daher relativ kleine Einheiten zerlegt werden muß, damit bei dem Ausfall eines Motors die Gleichgewichtsstörung des ganzen Antriebssystems sehr klein und daher ohne erheblichen Einfluß auf den Weiterflug wird.

Die vereinzelt geäußerte Befürchtung, daß zahlreiche Motoren nicht gleichzeitig anzudrehen bzw. auf der gewünschten Umlaufzahl zu erhalten sind, ist unberechtigt. Das 12motorige Dornier-Flugzeug beweist dies.

Durch Anordnung der Motoren im Flügelinnern ist auch die Frage, ob die Kühlung der Motorenzylinder direkt durch den Fahrwind erfolgen soll, verneint. Darum müssen wir bei Langstrecken-Flugzeugen bei der bewährten Wasserkühlung bleiben, es wäre denn, daß es gelänge, den Fahrwind durch ein sorgfältig geführtes Rohrsystem zu den im Flügelinnern befindlichen Motorenzylindern zu leiten.

Die Frage des größten Propellerwirkungsgrades muß unter Berücksichtigung der gegenseitigen störenden Einflüsse durch andere Konstruktionsteile beantwortet werden. Sehr viel hängt von dem Verhältnis des Durchmessers des Propellers zur Höhe bzw. zur Tiefe der Tragfläche ab. Würde es sich um Propeller von relativ großem Durchmesser handeln, so wäre nach den heute vorliegenden Erfahrungen die Anordnung vor oder hinter den Tragflächen, wohlgemerkt nur unter dem Gesichtspunkt seines Propellerwirkungsgrades, nicht von so überragender Bedeutung, als wenn der Propellerdurchmesser im Verhältnis zur Tragflächenhöhe relativ klein wird. Letzteres ist schon heute durch die Unterteilung der motorischen Kraftquelle oft der Fall und wird es in Zukunft immer häufiger sein. Bei der Anordnung der unterteilten Propeller hinter den Tragflächen werden die die Tragfläche umhüllenden Stromlinien, wie auch die An- und Abströmung des Propeller-Luftstromes die relativ kleinste Ablenkung erfahren. Daher ist die beste Wechselwirkung zwischen Tragflächen-Polare und Propeller-Wirkungsgrad zu erwarten.

Sinngemäß gleiche Ansichten liegen den vor kurzem in Tempelhof mit sehr gutem Erfolge vorgeflogenen schwanzlosen Flugzeugen zugrunde.

Wie wir sehen, sind die Voraussetzungen für die günstigste Lage des Motors und die des Propellers verschieden. Das Ergebnis ist dementsprechend. Daher kann man ganz allgemein sagen, daß die Anwendung von besonderen Kraftübertragungsorganen unvermeidlich ist. Dies ist ein Problem für sich. Es muß gelöst werden unter den Gesichtspunkten, daß ein Minimum an mechanischen Effektverlusten entsteht, da größere Übertragungsverluste, wie später nachgewiesen wird, bei einem Langstrecken-Flugzeug nicht tragbar sind. Aus diesem Grunde habe ich Anordnungen, bei welchen die Motoren im Innern und die Propeller ober- oder unterhalb der Tragfläche vorgesehen sind, nicht besprochen.

Nach dem Vorhergesagten scheint es, daß der beste Kompromiß darin besteht, die hinter den Tragflächen in der Verlängerung der Motorenkurbel angeordneten Propeller durch eine einfache Torsionswelle mit den innerhalb der Tragflächen sitzenden Antriebsmotoren direkt zu kuppeln. Bei Vorhandensein eines Motor-Untersetzungsgetriebes wird die Torsionswelle selbstverständlich in Richtung der Achse des Vorgelegezahnrades liegen. Die hier vorgeschlagene Anordnung ist einfach, und der mechanische Wirkungsgrad wird mangels zusätzlicher Reibungen ein Optimum werden.

Auch das Lärm-Problem darf nicht unerörtert bleiben. Es wird neben der vorerwähnten Propeller- und Motorenanordnung in naher Zukunft eine vielleicht gleichberechtigte Rolle spielen, da es kaum denkbar ist, daß die Passagiere während eines etwa 20stündigen Fluges dem Donnern der Motoren ausgesetzt sein dürfen. Dies würde gleich nach der ersten Begeisterung für den Fernflug sicher wieder ein Abwandern der Fluginteressenten herbeiführen.

Das Lärmproblem kann nur durch genügende Entfernung, durch eine gute Schallabdämpfung zwischen dem schallerregenden Motor und den Passagieren und durch Anordnung der Motoren und Propeller in der Flugrichtung hinter den Passagieren gelöst werden.

Ich möchte nun einige Worte über den Einfluß der Lastenverteilung auf das Baugewicht der Flügel sprechen.

In Abb. 1 zeige ich in schematischer Darstellung drei verschiedene Möglichkeiten der Lastenverteilung. Bei Anordnung I sind die Lasten auf eine Strecke von 0,67 und bei Anordnung II auf 0,34 der Flügelspannweite verteilt. Bei Anordnung III greift die Gesamtlast in einem, in der Mitte gelegenen Punkt an.

Es wird vorausgesetzt, daß die Spannweite und das Gesamtgewicht bei den drei Anordnungen gleich ist.

Die Luftkräfte, deren Summe naturgemäß dem Gesamtgewicht gleich ist, sind für den Flügelmittelteil gleichmäßig verteilt angenommen, während für die Flügelenden gemäß den DVL-Vorschriften eine Abnahme der Längseinheitsbelastung durch die Luftkräfte angenommen wird.



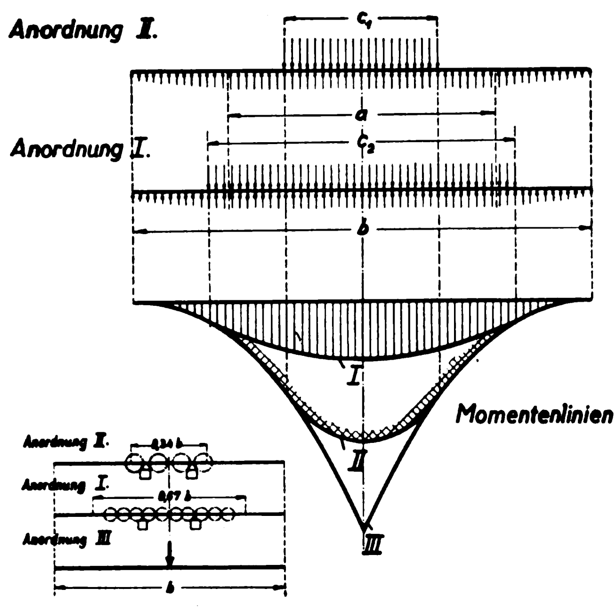


Abb. 1. Momentenlinien.

Das Bild zeigt die drei Momentenlinien für die drei Anordnungen. Die in der Mitte spitz zulaufende Linie stellt die Momente dar, die durch die Luftkräfte allein hervorgerufen werden. Die gleiche Momentenlinie gilt naturgemäß auch für den Fall III. Bei Langstrecken-Flugzeugen dürfte eine solche Anordnung heute kaum mehr in Frage kommen.

Kurve *I* stellt die Momentenlinie für die Anordnung I, Kurve *II* die für die Anordnung II dar. Sie sehen, daß durch ungefähre Verdoppelung der Strecke, auf die die Lasten verteilt sind, eine außerordentliche Verkleinerung der Momente erreicht wird. Das Maximalmoment für die Anordnung I ist etwa 2½mal kleiner als das Maximalmoment für Anordnung II, und etwa 4mal kleiner als für Anordnung III.

Das Gewicht der Tragfläche, das in erster Linie von der Größe der Biegungsmomente abhängt, wird bei Anordnung I natürlich ganz wesentlich kleiner als bei Anordnung II oder gar Anordnung III. Eine rohe Schätzung dürfte bei dem Ausgangs-Flugzeug nach Anordnung I gegenüber II eine Gewichtsersparnis von ca. 20%, d. i. ca. 5000 kg, und gegenüber von III eine Ersparnis von ca. 30%, d. h. ca. 9000 kg, ergeben.

Das vorliegende Bild lehrt untrüglich, daß bei Langstrecken-Flugzeugen, die möglichst große Nutzlasten auf möglichst große Entfernungen befördern müssen, eine weitgehende Lastenverteilung, etwa nach Anordnung I gewählt werden sollte, weil sie das geringste Konstruktionsgewicht und daher die größte Zuladung ergibt.

Da ich annehme, daß die anderen wesentlichen Eigenschaften des Ausgangs-Langstrecken-Flugzeuges, das in Abb. 1a gezeigt wird, bekannt sind, beschränke ich mich darauf zu sagen, daß seine Anordnung als Doppelflugboot in zunehmendem Maß Beachtung findet. Es sind 10 voneinander unabhängige überkomprimierte Motoren vorhanden, von denen jeder nominal 1000 PS hat. Das Gesamtgewicht beträgt 105, die Zuladung 57,8, die zahlende Nutzlast 19,3 und das Betriebsstoffgewicht 34 t. Die Reisehöchstgeschwindigkeit beträgt 300 km/h und die Reichweite 6000 km.

Ich werde nun einen Teil der aerodynamischen und hydrodynamischen Versuche, die in Göttingen bzw. Hamburg durchgeführt worden sind, besprechen. Diese Versuche wurden mit Reichsmitteln angestellt, und ich möchte die heutige Gelegenheit nicht vorübergehen lassen, um dem Reichsverkehrsministerium für sein Entgegenkommen verbindlichsten Dank zu sagen.

Zunächst werde ich über die aerodynamischen Versuche, an Modellen des Ausgangsflugzeuges sprechen. Die Absicht, durch diese Versuche die für ein Langstrecken-Flugzeug günstigste Bauweise zu ermitteln, hat bereits zu guten Erfolgen geführt.

Die grundlegende Forderung ist, einen möglichst großen Wert für $\left[\frac{c_a}{c_w}\eta\right]_{max}$ zu erzielen.

Eine der wichtigsten Nebenbedingungen besteht darin, daß die durch die notwendige hohe Flächenbelastung bedingte, verhältnismäßig große Start- und Landegeschwindigkeit nach Möglichkeit vermindert wird. Dies wird durch einen großen $c_{a_{max}}$-Wert erzielt. Für den Start kommt noch die Forderung hinzu, daß während des ganzen Startvorganges, insbesondere aber am Startende ein möglichst großer Schraubenzug vorhanden ist.

Während ein großer $c_{a_{max}}$-Wert durch entsprechende Wahl des Flügelprofiles ohne weiteres zu erreichen ist, bringen die Forderungen nach einem möglichst großen Wirkungsgrad während des Startes sowie nach einem großen $\left[\frac{c_a}{c_w}\eta\right]_{max}$ verschiedene Schwierigkeiten.

Zur Erreichung der letzten Forderung müssen der schädliche, der induzierte und der Profilwiderstand möglichst klein und der Propellerwirkungsgrad bei der für den

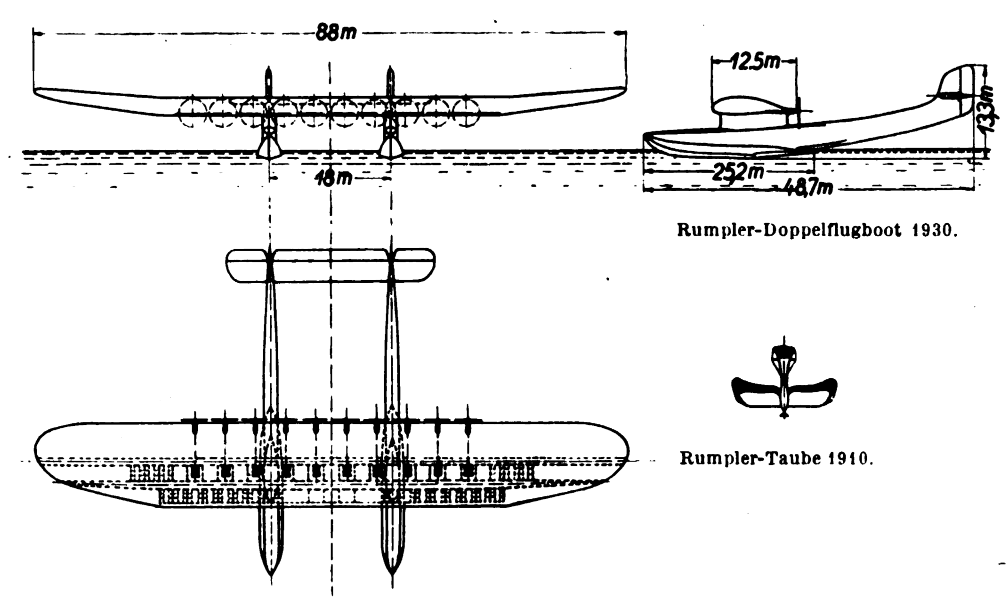


Abb. 1a. Rumpler-Doppelflugboot.

Sparflug maßgebenden Geschwindigkeit möglichst groß sein. Ferner muß der größte Wert von $\frac{c_a}{c_w}$ und der größte Wert von η bei dem gleichen Fortschrittsgrad des Propellers auftreten. Die Forderung nach großen Schraubenzugkräften während des Startes erfordert eine Propelleranordnung, deren Wirkungsgrade bei den kleinen Startgeschwindigkeiten möglichst groß sind. Es ist aber bekanntlich schwer erreichbar, Propelleranordnungen zu finden, deren Wirkungsgrade sowohl bei kleinen wie bei größeren Geschwindigkeiten befriedigend sind.

An dieser Stelle soll auch auf die verschiedenen Definitionen des Propellerwirkungsgrades hingewiesen werden. Man darf bekanntlich den Wirkungsgrad eines allein angeordneten Propellers nicht als Propellerwirkungsgrad schlechthin bezeichnen, da bei einem mit einem Flugzeug verbundenen Propeller gegenseitige Beeinflussungen zwischen Propeller und Flugzeug stattfinden. Je nach dem, an welcher Stelle des Flugzeuges der Propeller angeordnet ist, ändert sich der Propellerschub und das Drehmoment und folglich auch der Wirkungsgrad. Anderseits verursacht der Propeller eine Änderung des Flügelauftriebes und des Widerstandes gegenüber den Werten, die ohne Vorhandensein des Propellers Geltung haben. Der Wirkungsgrad, den man aus dem Schub und Drehmoment des mit dem Flugzeug verbundenen Propellers bestimmt, kennzeichnet demnach die Güte des Propellers allein noch nicht, man muß vielmehr die durch ihn hervorgerufene Auftriebs- und Widerstandsänderung mit berücksichtigen. In den weiter unten folgenden Ausführungen wird gezeigt, wie man für den Zustand des Sparfluges diese Schwierigkeiten ausschaltet. (Im übrigen verweise ich auf die interessanten Arbeiten von Beetz und Seiferth.)

Unter Berücksichtigung der eben entwickelten Gesichtspunkte wurden mit Göttingen die Untersuchungen

der Tragfläche allein,
des Leitwerkes allein,
von alleinfahrenden Propellern,
eines Teilmodelles mit laufendem Propeller und
des Gesamtmodells

abgesprochen.

Wegen der Kürze der Zeit sollen hier nur die Ergebnisse der Versuche an den Tragflächen und am Teilmodell mit laufendem Propeller mitgeteilt werden.

Bevor die bisherigen Versuchsergebnisse hier näher erörtert werden, wird darauf hingewiesen, daß die Versuche noch nicht abgeschlossen sind.

In Abb. 2 sehen Sie die Flügelpolare.

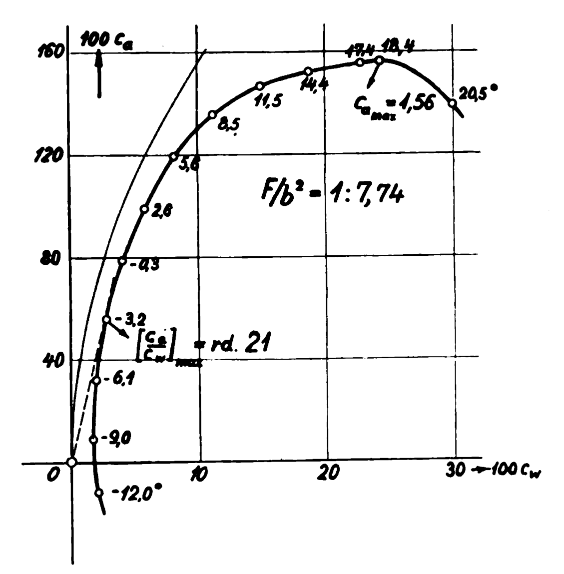


Abb. 2. Flügelpolare.

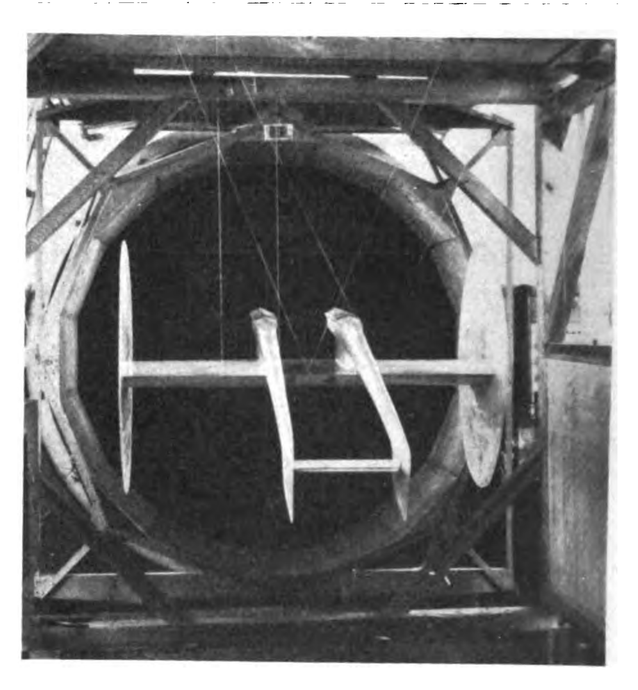


Abb. 3. Teilmodell im Windkanal.

Für die Wahl der Profil- und Flügelform waren folgende Gesichtspunkte maßgebend:

a) Die Profildicke mußte groß genug sein, um sämtliche Lasten in dem Flügelinnern unterbringen zu können.
b) Die bereits oben erwähnten aerodynamischen Gesichtspunkte, nämlich die Erreichung eines möglichst hohen $\frac{c_a}{c_w}$ max-Wertes und eines möglichst hohen $c_{a\,max}$-Wertes.
c) Da die Lage der Lasten relativ zur Flügelvorderkante und dadurch auch ihr Schwerpunkt gegeben war, mußte durch entsprechende Wahl der Grundrißform der Druckmittelpunkt in Übereinstimmung mit ihm gebracht werden. Hierdurch entstand die besondere Form der Flügelspitzen.
d) Aus Rücksichten der Seitenstabilität mußten die Flügel V-förmig ausgebildet werden.

Man sieht, daß die Polare des nach obigen Gesichtspunkten entworfenen Flügels sowohl in bezug auf den $c_{a\,max}$, wie auch auf den $\left[\frac{c_a}{c_w}\right]_{max}$-Wert befriedigend ist.

Es sind

$\left[\frac{c_a}{c_w}\right]_{max}$ = rd. 21 (für den Flügel allein) und

$c_{a\,max}$ = 1,56.

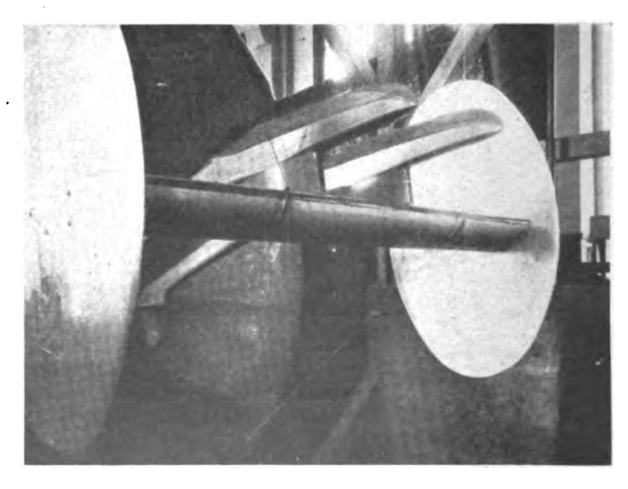


Abb. 4. Teilmodell im Windkanal.

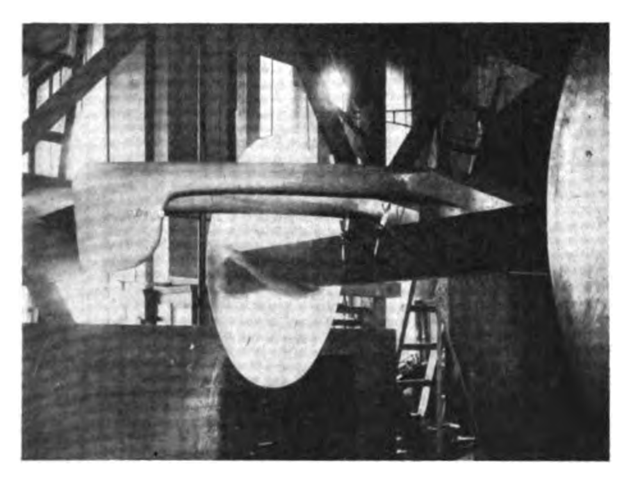


Abb. 5. Teilmodell im Windkanal.

Bemerkenswert und als günstig zu bezeichnen ist ferner, daß nach der Polare die Strömung nach Erreichung des c_{amax}-Wertes nicht plötzlich abreißt.

Es war leider in Göttingen nicht möglich, die Versuche mit den laufenden Propellern an einem Modell des Gesamtflügels durchzuführen. Durch die Abmessungen des Windkanals sind die größtmöglichen Abmessungen der Modelle gegeben. Würde man selbst das größtmögliche Gesamtmodell mit Propellern versehen haben, so würden noch immer die Propellerdurchmesser und dadurch die Propellerkennwerte derartig klein werden, daß die Versuchsergebnisse keinen Anspruch auf Zuverlässigkeit hätten erheben können. Aus diesem Grunde wurden die Versuche mit laufenden Propellern an einem in größerem Maßstab ausgeführten Teilmodell durchgeführt. Drei Aufnahmen zeigen das Teilmodell in dem Windkanal von Göttingen hängend (Abb. 3, 4 und 5). Dieses bestand aus dem Mittelteil des Flügels, der mit zwei großen elliptischen Endscheiben versehen war. In dem Flügelinnern waren zwei kleine Elektromotoren der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen untergebracht; jeder der beiden Motoren diente zum Antrieb eines Propellers. An dem Flügelmittelteil waren zwei Rümpfe befestigt, die mit je einem Seiten- und dem gemeinsamen Höhenleitwerk versehen waren.

Abb. 6 zeigt die Polare des Teilmodelles, die als Bezugsmessung für die Propellerversuche dient. Sie sehen hier zwei Polaren eingezeichnet. Die eine, deren Meßpunkte durch leere Kreise gekennzeichnet ist, bezieht sich auf eine Anordnung, bei der zwischen den Endscheiben und Flügel keine Hohlkehle angeordnet war. Bereits bei $c_a = 0{,}8$

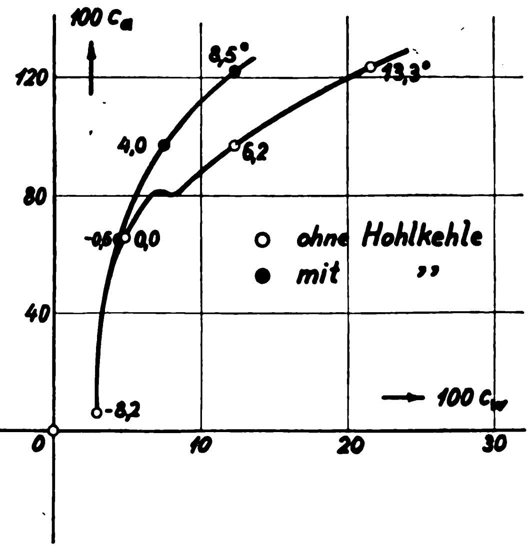


Abb. 6. Polaren des Teilmodelles.

zeigt diese Polare eine Unstetigkeit. Die andere Polare dagegen, die der Anordnung mit Hohlkehle entspricht, zeigt Stetigkeit und auch sonst viel günstigere Verhältnisse. Diese Ergebnisse beweisen ganz auffallend, welche Bedeutung der Vermeidung von scharfen Ecken beizumessen ist.

Bei den folgenden Versuchen mit dem Teilmodell wurde bzw. wird der Einfluß bei Veränderung:

der Höhenlage,
der Rücklage,
der Propellerneigung und
des Propellerdurchmessers

untersucht.

Abb. 7 zeigt Teilergebnisse dieser Versuche, wobei der Propeller 5 mm hinter, und seine Achse 10 mm über der Flügelhinterkante lag, und die Neigung der Propellerwelle 1,8° gegen die Flügelsehne betrug bei einem Flügelanstellwinkel von —8,8°. Die angegebenen Zahlen beziehen sich auf das Teilmodell, dessen Maßstab 1 : 30 ist. Für jeden anderen untersuchten Anstellwinkel und jede andere Lage und jeden anderen Durchmesser des Propellers ergibt sich ein ähnlich gestaltetes Blatt.

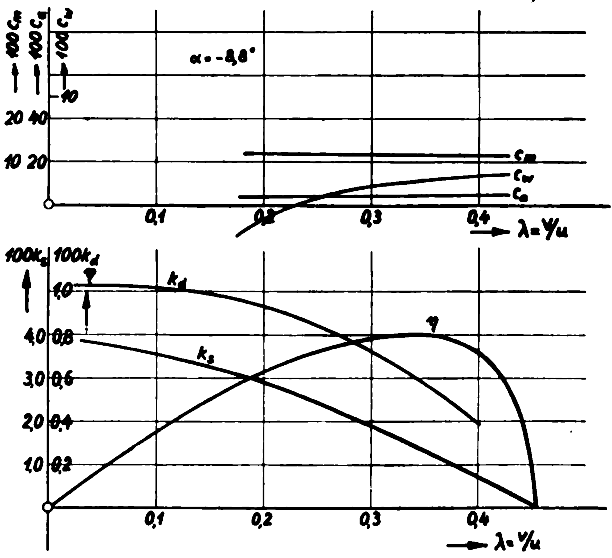


Abb. 7. Teilmodellversuche bei laufenden Propellern.

Die Abszissenachse stellt den Fortschrittsgrad d. h. das Verhältnis der Winkelgeschwindigkeit zur Umfangsgeschwindigkeit des Propellers dar. Als Ordinaten sind die c_a, c_w-, c_m-Werte, bezogen auf die Fülgelfläche des Teilmodelles, ferner die k_s- und k_d-Werte, bezogen auf die Propellerkreisfläche und die η-Werte aufgetragen.

Unter c_w-Wert ist in diesem Zusammenhang die Widerstandszahl des Flügels bei laufendem Propeller verstanden. Er charakterisiert demnach nicht den eigentlichen Widerstand des Teilmodelles, sondern den um den Schraubenzug verminderten Widerstand. Er kann aus diesem Grunde auch negativ sein. An den Stellen, wo die c_w-Kurve die Abszissenachse schneidet, ist der Widerstand gleich dem Schraubenzug.

Die Auswertung dieser Versuchsergebnisse stößt auf verschiedene Schwierigkeiten. Das Verhältnis der Propellerkreisflächen der beiden bei dem Teilmodell verwendeten Propeller zu der Flügelfläche des Teilmodelles weicht von dem Verhältnis der wirklichen Gesamtkreisfläche der 10 Propeller zur wirklichen gesamten Flügelfläche ab. Aus diesem Grunde ist die gegenseitige Beeinflussung von Tragfläche und Propeller bei der wirklichen Ausführung eine andere als bei dem Teilmodell. Auch das Seitenverhältnis des Teilmodelles weicht wesentlich von dem des Gesamtmodelles ab. Aus diesen Gründen war anfangs eine einwandfreie Umrechnung der Versuchsergebnisse mit dem Teilmodell für das Gesamtmodell nicht möglich.

Der hier folgende Weg, den ich bei der Umrechnung eingeschlagen habe, ergibt aber sehr hohe Annäherungswerte und führt zu den verhältnismäßig richtigsten Ergebnissen.

Wie oben auseinandergesetzt, interessiert in erster Linie der Sparflugzustand, der durch den größten Wert von $\frac{c_a}{c_w}$ charakterisiert ist. Zur Bestimmung dieses Wertes habe ich folgende Rechnungen durchgeführt:

1. Zu jedem Anstellwinkel α_1 wird aus der Polare des Gesamtmodelles (Flügelpolare mit Berücksichtigung des schädlichen Widerstandes) der zugehörige c_{a1} und c_{w1} bestimmt.

2. Aus den Versuchen mit dem Teilmodell ohne Propeller wird der Anstellwinkel α_2 bestimmt, bei dem für das Teilmodell der gleiche c_{a1}-Wert entsteht, wie für das Gesamtmodell bei Anstellwinkel α_1.

3. Die Versuchsergebnisse für das Teilmodell, d. h. die Änderung der c_a- und c_w-Werte bei laufenden Propellern gegenüber der Anordnung ohne Propeller werden auf die Verhältnisse der wirklichen Ausführung, also auf die wirkliche Tragflächengröße und auf 10 Propeller umgerechnet. So entstanden die hier gezeigten Polaren (Abb 8). Jede der Polaren bezieht sich auf einen bestimmten Fortschrittsgrad. Die Werte für die gleichen Anstellwinkel sind miteinander verbunden. Im Schnittpunkte der Polaren mit der c_a-Achse ist $c_w = 0$ und sind daher die Zustände des Wagerechtfluges bei verschiedenen Fortschrittsgraden und den zugehörigen Anstellwinkeln charakterisiert.

Es kann also aus dem Netz der Kurven, die sich auf λ konstant und α_2 konstant beziehen, zu jedem Anstellwinkel α_2 der Fortschrittsgrad λ des Wagerechtfluges bestimmt werden. Die in der Abbildung nicht dargestellten Werte von α und λ können durch Interpolation gewonnen werden.

4. Zu diesen Fortschrittsgraden λ und den zugehörigen Anstellwinkeln werden aus diesen Polaren die zugehörigen c_{a2}-Werte, die Auftriebsbeiwerte mit Berücksichtigung des Propellereinflusses und die η-Werte, die Wirkungsgrade, wie sie in den AVA-Messungen mitgeteilt sind, also ohne jede Umrechnung, entnommen.

5. Es werden zu jedem Wert α_1 die zugehörigen Werte $\frac{c_{a2}}{c_{w1}}\,\eta$ gebildet und über α_1 aufgetragen. Das Maximum dieser Kurve kennzeichnet den günstigsten Sparflugzustand.

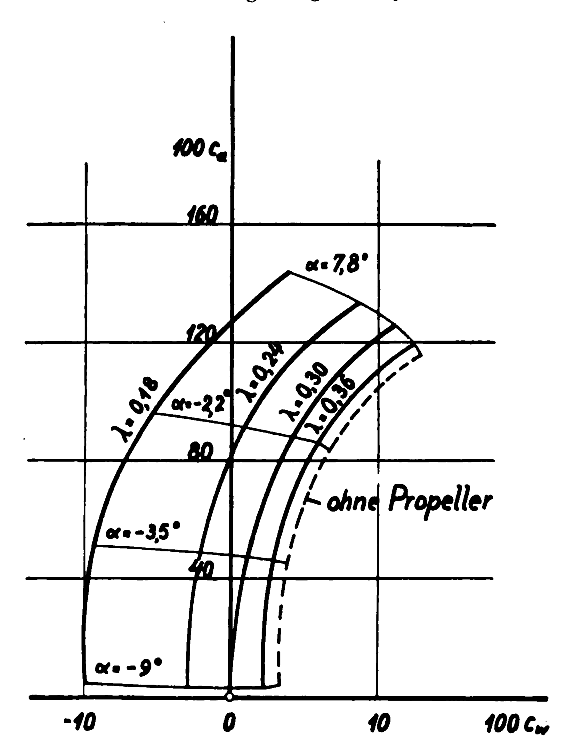


Abb. 8. Polare bei laufenden Propellern.

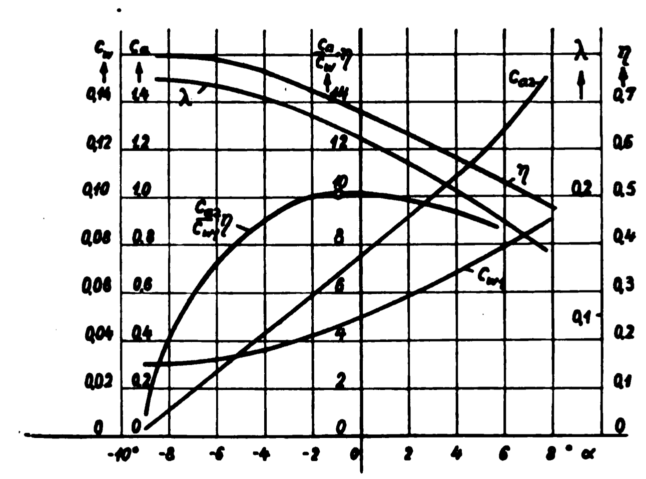


Abb. 9. Auswertung der Propellerversuche.

In der Abb. 9 sind die Ergebnisse einer solchen Auswertungsrechnung aufgetragen. Dieses Bild bezieht sich beispielsweise auf die vorderste und höchste Lage und die mittlere Neigung der Propellerachse der untersuchten Propelleranordnungen. Als Abszissen sind die Anstellwinkel des Gesamtmodelles aufgetragen. Zunächst sind in Kurve λ die Fortschrittsgrade aufgetragen, bei welchen Wagerechtflug stattfindet. Ferner sind die Kurven der c_{a2}-Werte, der η-Werte und die der Widerstandsbeiwerte c_{w1} mit Berücksichtigung der schädlichen Widerstände aufgetragen, die zu den Fortschrittsgraden λ der erstgenannten Kurven gehören. Schließlich sind die aus den letztgenannten drei Kurven errechneten $\frac{c_{a2}}{c_{w1}}\,\eta$-Werte für den Waagerechtflug dargestellt. Das Maximum dieser Kurve entspricht dem günstigsten Sparflugzustand und hat im vorliegenden Fall bei $\alpha = -1°$ den Wert 10,2.

In ähnlicher Weise werden nun für jede untersuchte Propellerlage die Ergebnisse ausgewertet, und ich will auf diese Weise diejenige Lage der Propeller bestimmen, bei der die so ermittelte $\frac{c_a}{c_w}\,\eta$-Kurve das größte Maximum hat.

Diese Untersuchungen sind noch nicht abgeschlossen. Es werden neue Versuchsreihen durchgeführt, bei denen ein größerer Modellmaßstab und daher auch größere Propeller verwendet werden. Dadurch sind die Kennwerte größer und die Versuchswerte sicherer.

Die bisherigen Ergebnisse zeigen, daß man mit Hilfe von systematisch durchgeführten Versuchen sehr wohl in der Lage ist, ein Langstrecken-Flugzeug zu züchten, das die eingangs geschilderten aerodynamischen Forderungen erfüllt und daher die nach dem Stand der Technik **beste Lösung der gestellten Aufgabe bringt.**

Ich werde nun über einige **hydrodynamische Startuntersuchungen** sprechen, die von der Hamburgischen Schiffbau-Versuchsanstalt auf Grund eines gemeinsam aufgestellten Arbeitsprogrammes durchgeführt worden sind.

Es wurde bei den Messungen angenommen daß die Belastung des Bootes vom Startanfang bis zum Augenblick des Abhebens quadratisch abnimmt (Abb. 10). Die Abhebegeschwindigkeit läßt sich auf Grund der aerodynamischen Versuche errechnen und betrug im vorliegenden Fall 130 km/h. Es wurde also angenommen, daß bei dieser Geschwindigkeit das Gesamtgewicht durch den Flügel getragen wird, und daß daher die Belastung der Schwimmer Null ist. Für Geschwindigkeiten zwischen Null und 130 km/h läßt sich dann die jeweilige Bootsbelastung durch eine Parabel darstellen, deren Ordinate bei 130 km/h oder 36,1 m/s. Geschwindigkeit gleich Null und bei Geschwindigkeit Null gleich der Gesamtbelastung ist.

Auf Empfehlung des HSVA wurde ein Modellmaßstab 1 : 25 gewählt. Nach dem Froudeschen Modellgesetz muß-



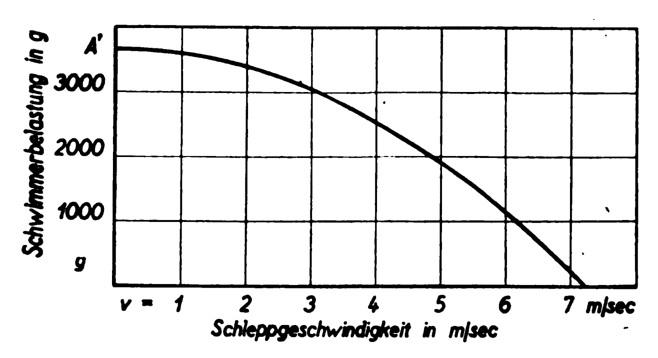


Abb. 10. Kurve der Schwimmer-Modellbelastungen.

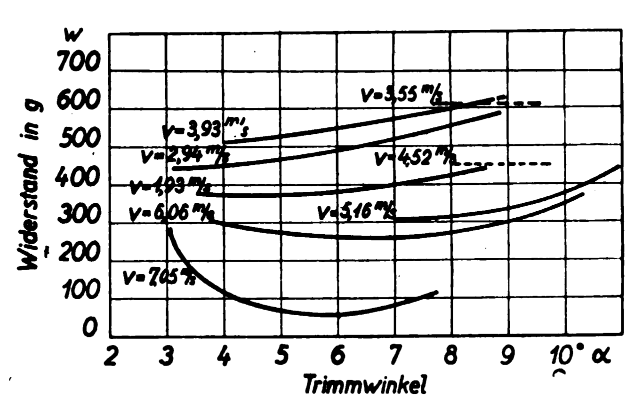


Abb. 11. Widerstandskurven bei verschiedenen konstanten Geschwindigkeiten für Ru 93.

ten demnach die Belastungen im Verhältnis 1 : 25^3, die Geschwindigkeiten 1 : $\sqrt{25}$ oder 1 : 5 gegenüber der wirklichen Ausführung verkleinert werden. Im vorliegenden Fall ergibt sich also die Modellbelastung $= \frac{105\,000}{2.25^3}$ d. i. 3,68 kg und die Abhebegeschwindigkeit $\frac{36,1}{5}$ d. i. 7,225 m/s. Diese Zahlen sind in Abb. 10 eingetragen und auf Grund dieser Zahlen die oben erwähnte Parabel entwickelt.

Die Versuche sind derart durchgeführt, daß das Boot mit einer bestimmten Belastung und mit der zu dieser Belastung gehörenden Geschwindigkeit (entsprechend der vorerwähnten quadratischen Entlastung) und bei verschiedenen Trimmwinkeln geschleppt wurde.

Bei den Versuchen wurde für jede Geschwindigkeit zu den verschiedenen Trimmwinkeln der zugehörende Widerstand gemessen und in der Abb. 11 aufgetragen.

Aus diesen Kurven wurden dann jene Widerstandswerte entnommen, die zum gleichen Trimmwinkel gehören.

Diese Werte ergaben dann die in Abb. 12 gezeigten Widerstandskurven, die über der Geschwindigkeit aufgezeichnet sind. Jede Kurve entspricht einem anderen Trimmwinkel.

Man sieht, daß unterhalb von $v = 4$ m/s der Widerstand beim Übergang von 4° auf 9° ständig zunimmt. Bei hohen Geschwindigkeiten, bei $v > 5$ m/s, erscheint 6° bis 7° als günstigster Laufwinkel. Das Verhältnis des Maximalwiderstandes zum Fluggewicht ist bei 4° ca. 14% und steigt bei 9° bis ca. 16,6%. Dies kann als sehr günstig bezeichnet werden.

Unerwünscht ist, daß der absteigende Ast der Widerstandskurven bei $v = 6$ m/s nochmals eine Ausbuchtung aufweist. Wie sich aus dem später gezeigten Diagramm für den Startverlauf ergibt, kann diese Ausbuchtung das Abheben erschweren. Es werden aber auch die Maßnahmen mitgeteilt, die vorgenommen worden sind, um diese Ausbuchtung der Widerstandskurven zum Verschwinden zu bringen.

Bei den Schleppversuchen wurde ferner für jede Geschwindigkeit zu den verschiedenen Trimmwinkeln das entsprechende Moment gemessen und aufgetragen. (Abb. 13.)

Aus diesen Kurven wurden dann jene Momentenwerte entnommen, die zum gleichen Trimmwinkel gehören.

Diese Werte ergaben dann die Momentenkurven (Abb. 14), die über der Geschwindigkeit aufgezeichnet sind. Jede Kurve entspricht einem anderen Trimmwinkel.

Das Moment der Wasserkräfte ist auf die zur Schwimmermittelebene senkrecht stehende Gerade, die die beiden seitlichen Eckpunkte der Stufe verbindet, bezogen. Die positiven Momente bedeuten, daß die Maschine gedrückt werden muß, damit der angegebene Laufwinkel zustande kommt.

Mit Hilfe dieser Meßergebnisse ist man nun in der Lage, den eigentlichen Startvorgang herauszukonstruieren.

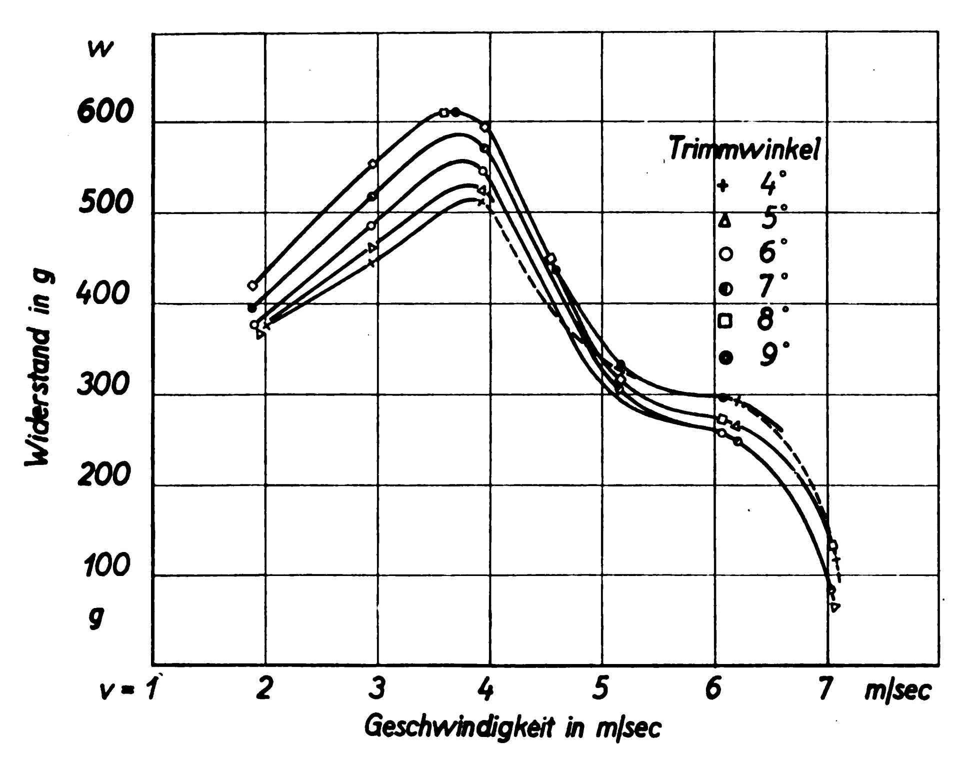


Abb. 12. Widerstandskurven bei verschiedenen konstanten Trimmwinkeln für Ru 93.

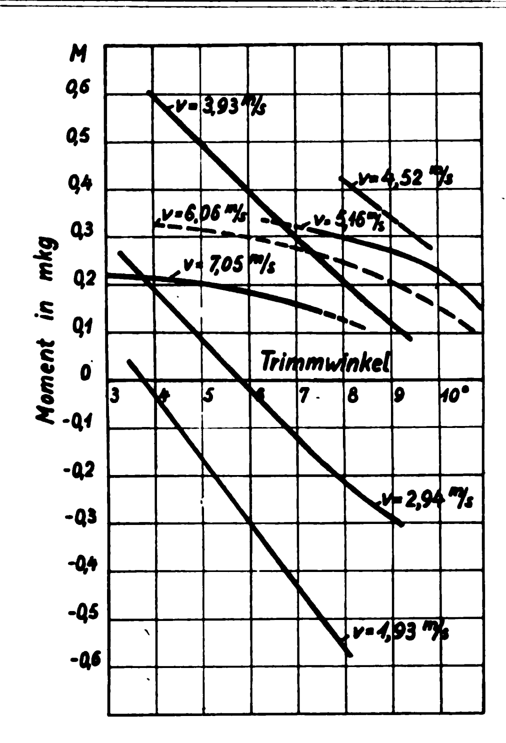


Abb. 13. Momentenkurven bei verschiedenen konstanten Geschwindigkeiten für Ru 93.

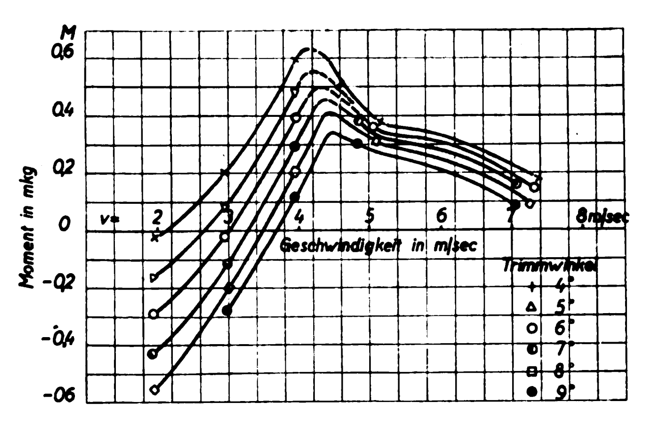


Abb. 14. Momentenkurven bei verschiedenen konstanten Trimmwinkeln für Ru 93.

In einem beliebigen Augenblick des Startvorganges muß die Summe sämtlicher Momente = Null sein. Das Moment der Wasserkräfte kennt man für jeden Trimmwinkel aus dem zuletzt gezeigten Bild. Man kennt ferner den Einstellwinkel des Flügels gegenüber dem Schwimmer. Man kann also zu jedem Trimmwinkel den zu diesem gehörenden Anstellwinkel des Flügels bestimmen. Aus den Ergebnissen der aerodynamischen Versuche kann man sodann das Moment der Luftkräfte bei dem so errechneten Anstellwinkel und bei der angenommenen Geschwindigkeit errechnen. Auf Grund von Angaben über die Propeller erhält man die bei der untersuchten Geschwindigkeit auftretende Schraubenzugkraft. Dabei wird angenommen, daß während des Startes jeder Motor eine Leistung von 1400 PS abgibt. Nachdem auch die Lage der Propeller bekannt ist, kann man das Moment infolge der Schraubenzugkraft errechnen. Wenn man den Momentenbezugspunkt in dem Flugzeugschwerpunkt annimmt, dann treten nur diese drei Momente auf. Nimmt man dagegen den Momenten-Bezugspunkt, wie in diesem Fall, außerhalb des Flugzeugschwerpunktes an, dann müssen außer den vorerwähnten Momenten auch das Moment infolge des Gewichtes und das Moment infolge der Massenkräfte berücksichtigt werden.

Durch Probieren muß bei jeder Geschwindigkeit diejenige Lage, d. h. der Trimmwinkel des Flugzeuges, ermittelt werden, bei welchem die Summe aller oben aufgeführten Momente gleich Null wird. In dem Augenblick, in welchem das Flugzeug mit der betreffenden Geschwindigkeit gleitet, wird es sich selbständig in den so errechneten Trimmwinkel einstellen.

Aus Abb. 12 ergibt sich dann der zu dem so bestimmten Trimmwinkel gehörende Wasserwiderstand.

Führt man diese Untersuchung durch, so erhält man das Diagramm nach Abb. 15. Die Kurve *a* stellt die Wasserwiderstände dar. Die Umrechnung auf die wirkliche Ausführung stößt auf Schwierigkeiten, da ein allgemein anerkanntes Umrechnungsgesetz, das sämtliche Anforderungen berücksichtigt, noch nicht besteht. Jedenfalls zeigen sowohl die englischen Versuche, wie auch die Erfahrungen der deutschen Versuchsanstalten, daß der größte Wasserwiderstand bei der wirklichen Ausführung wesentlich geringer ist als der aus den Modellmessungen nach dem Froudeschen Gesetz umgerechnete Wert; ferner verschiebt sich auch das Maximum des Wasserwiderstandes bei der wirklichen Ausführung gegenüber dem Modell in der Richtung der kleineren Geschwindigkeiten.

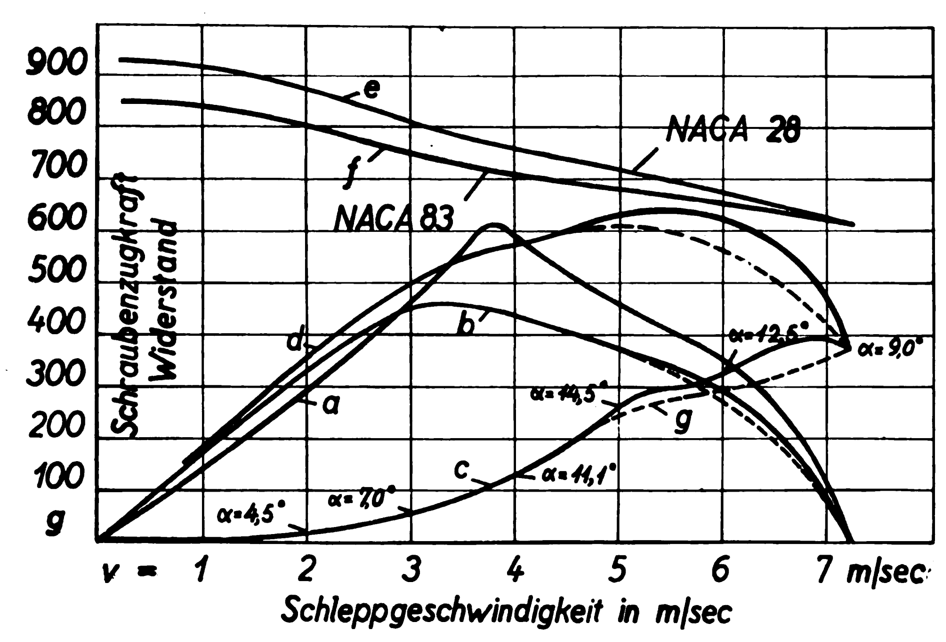


Abb. 15. Bilanz zwischen Propellerschub und Widerständen für Ru 93.

Auf Grund der Erfahrungen der Hamburgischen Schiffbau-Versuchsanstalt habe ich nun eine Widerstandskurve *b* abgeleitet, wie sie bei der wirklichen Ausführung auftreten wird. Ich bezeichne diese Kurve als korrigierte Wasserwiderstandskurve.

Aus den Trimmwinkeln, die sich bei dem selbsttrimmenden Flugzeug einstellen, ergeben sich durch Hinzuaddieren des Flügeleinstellwinkels die Flügelanstellwinkel.

Aus den aerodynamischen Versuchen kann man nun den zu den Anstellwinkeln zugehörenden Luftwiderstand bestimmen. Er ist in Kurve *c* dargestellt. Die Summe der beiden Widerstände stellt den Gesamtwiderstand in dem untersuchten Augenblick des Startvorganges dar. Die Gesamtwiderstände sind über der Geschwindigkeit aufgetragen und bilden die Kurve *d*.

Die jeweilige Schraubenzugkraft ist als Funktion der Geschwindigkeit bekannt. Es sind in den Kurven *e* und *f* die Zugkräfte zweier amerikanischer Propeller NACA 28 und 83 umgerechnet, entsprechend dem Modellmaßstab und für 5 Propeller aufgetragen. Der erstere hat für den Start, der letztere für den Sparflugzustand bessere Wirkungsgrade.

Ganz allgemein gilt, daß die jeweilige Differenz zwischen Schraubenzugkraft und Gesamtwiderstand die zur Beschleunigung des Flugzeuges zur Verfügung stehende Kraft darstellt. Sie muß selbstverständlich in jedem Augenblick positiv sein, sonst würde der Startvorgang gestört werden. Die Differenzkraft muß ferner möglichst groß sein, um die Startzeit und die Startstrecke abzukürzen.

Wie man aus der Abb. 15 ersieht, ist die Differenz der Propellerzugkraft und des Gesamtwiderstandes im vorliegenden Fall stets positiv, der Start ist also bereits bei dieser Anordnung möglich. Die Überschußkraft ist jedoch kurz vor dem Abheben gering, so daß man mit einem langen Start rechnen müßte.

Dieses Verhalten ist auf zwei Ursachen zurückzuführen:

1. Die Wasserwiderstandskurve *a* bzw. *b* nimmt nach Erreichung der kritischen Geschwindigkeit nicht rasch genug ab, sie zeigt sogar an einer Stelle einen Buckel.

2. Die Trimmwinkel des selbsttrimmenden Flugzeuges sind zu groß.

Der letztere Umstand hat sowohl ein Anwachsen des Wasserwiderstandes, als auch des Luftwiderstandes zur Folge.

Die Verhältnisse können günstiger gestaltet werden, wenn man mit Hilfe eines Steuerausschlages das Flugzeug in den Bereich der kleineren Trimmwinkel zwingt. Die Steuerflächen sind jedoch erst im späteren Verlauf des Startes wirksam und auch dann nur beschränkt. Immerhin kann man mit Hilfe eines Steuerausschlages die Verhältnisse wesentlich bessern, wie die strichlierten Kurven *g* zeigen.

Um auch bei Geschwindigkeiten, bei welchen das Höhenleitwerk noch nicht wirksam ist, beliebige Trimmwinkel erzielen zu können, wird die Anordnung eines vertikal wirkenden Wassersteuers empfohlen. Insbesondere bei Flugzeugen, bei welchen in Anbetracht des Seeganges die Leitwerke möglichst hoch gelegt werden müssen, kann die Anwendung eines Wassersteuers vorteilhaft sein, da bei diesen die Leitwerke normalerweise oberhalb des Propellerstrahles liegen, so daß sie erst bei verhältnismäßig hohen Geschwindigkeiten wirksam werden.

Das Wassersteuer muß an einer Stelle des Schwimmers angebracht werden, die sein ständiges Eintauchen in das Wasser sichert. Ferner muß das Steuer in eine möglichst große Entfernung von der Stufe gelegt werden, um mit möglichst kleinen Steuerflächen und Kräften möglichst große Momente erzeugen zu können. Als zweckmäßige Stelle käme etwa die Stelle an der hinteren Stufe oder eine Stelle vor der vorderen Stufe in Frage.

Die Anwendung des Wassersteuers ist natürlich nur dann gerechtfertigt, wenn man mit seiner Hilfe einen Trimmwinkel erzielen kann, bei dem der Gewinn an Luft- und Wasserwiderstand gegenüber der Anordnung ohne Wassersteuer größer ist als der Widerstand des Wassersteuers. Das Wassersteuer müßte ferner während des Fluges in den Schwimmer einziehbar sein, so daß es keinen zusätzlichen Luftwiderstand erzeugt.

Eine grundsätzliche andere Methode zur Verkleinerung des Trimmwinkels ist die Vorschiebung des Gesamtschwerpunktes gegenüber der Stufe bzw. die Zurückschiebung der Stufe.

Diese Methode führte zur Entwicklung eines neuen Schwimmers, der mit Ru 98 bezeichnet wurde. Mit diesem Modell wurden eingehende Parallelversuche gemacht, die ich später ausführlich besprechen werde.

Bei diesem Bild ist noch zu sagen, daß der jeweilige Anstellwinkel an der Luftwiderstandskurve *c* angeschrieben ist. Man erhält ihn, indem man zu dem jeweiligen Trimmwinkel den Einstellwinkel zwischen Flügel und Schwimmer, im vorliegenden Fall 2,5°, addiert. Man sieht, daß die Anstellwinkel immer größer werden, um dann bei größeren Geschwindigkeiten wieder abzunehmen. Es ergibt sich daraus, daß die für die Durchführung der ersten Versuche angenommene quadratische Entlastung der Schwimmer dem tatsächlichen Startvorgang nicht entspricht. Eine quadratische Entlastung würde nur dann erfolgen, wenn das Flugzeug vom Augenblick des Startbeginns bis zum Abheben einen konstanten Anstellwinkel hätte.

Die weiteren Versuche, die zwecks Klärung der gegenseitigen Beeinflussung zweier Boote durchgeführt werden sollen, werden diesem Umstand Rechnung tragen und die jeweilige Entlastung wird den aerodynamischen Verhältnissen entsprechend vorgenommen.

Aus Abb. 15 kennt man die zur Beschleunigung des Flugzeuges zur Verfügung stehende Kraft, die der Differenz des Schraubenzuges und des Gesamtwiderstandes gleich ist, in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit. Es sei diese Kraft mit *P* bezeichnet. Dann ist

$$dt = \frac{G}{g} \cdot \frac{dv}{P},$$

wobei $\frac{G}{g}$ die Flugzeugmasse, t die Zeit und v die Geschwindigkeit bedeuten. Hieraus ergeben sich

$$t = \frac{G}{g} \int \frac{dv}{P}$$

die Startzeit in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit.

Kennt man die Geschwindigkeit in Abhängigkeit von der Startzeit, so erhält man die Startstrecke nach der Formel

$$s = \int v\, dt.$$

Nachdem man sowohl die Startzeit wie auch die Startstrecke als Funktion der Geschwindigkeit kennt, läßt sich auch die Startzeit als Funktion der Startstrecke ohne weiteres ableiten. In Abb. 16 sind nun die Kurven der

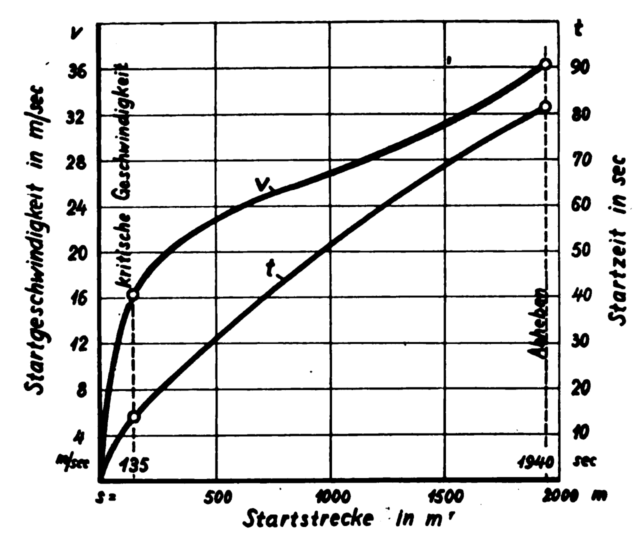


Abb. 16. Startstrecke, -zeit und -geschwindigkeit für Ru 93.

Geschwindigkeit und der Startzeit in Abhängigkeit von der Startstrecke aufgetragen. Hierbei sind die Zugkräfte des für den Start weniger günstigen Propellers NACA 83 in Rechnung gestellt, der jedoch, wie ich bereits bemerkte, für den Sparflug günstigere Wirkungsgrade, als der Propeller NACA 28 liefert und daher bevorzugt werden muß.

Aus der Darstellung kann man ersehen, daß die kritische Geschwindigkeit, d. h. die Geschwindigkeit, bei welcher der Wasserwiderstand seinen Höchstwert erreicht, bereits nach einer ganz kurzen Startstrecke eintritt (135 m in 14 s), während bis zum Augenblick des Abhebens eine verhältnismäßig lange Strecke bzw. Zeit erforderlich ist (1940 m in 82 s).

Die eben mitgeteilten Auswertungsdaten beschließen die Versuche mit Ru 93.

Die Ergebnisse selbst sind interessant. Wichtiger aber sind die zu ihrer Erlangung angewendeten Versuchs- und teilweise neuen Auswertungsmethoden. Diese ließen die Vermutung aufkommen, daß auf dem beschrittenen Wege noch manches zu finden sei, das einer weiteren Aufhellung hydrodynamischer Fragen gleichzusetzen ist. Die sich darauf beziehenden Arbeiten will ich nun kurz besprechen.

Um die Ausbuchtung der Widerstandskurve hinter der kritischen Geschwindigkeit zu vermeiden, und um das selbsttrimmende Flugzeug auf kleinere Trimmwinkel zu bringen, wurde die Form der Ru 93 nach Besprechungen mit der Hamburgischen Schiffbau-Versuchsanstalt abgeändert. Die Stufe wurde weiter zurückgelegt, die Seitenkanten des neuen Gleitbodenstückes wurden nach unten gezogen. Mit dem so entstandenen Modell Ru 98 wurden in sinngemäß gleicher Weise die Versuche durchgeführt und die Versuchsergebnisse ausgewertet.

Die hier gezeigte Abb. 17 stellt für Ru 98 die Widerstände in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit dar. Jede Kurve bezieht sich auf einen bestimmten konstanten Trimmwinkel. Die Kurven für 4° und 6° habe ich absichtlich aus dem Diagramm weggelassen, da sonst die Übersichtlichkeit des Bildes gelitten hätte.

Bei diesem Modell wird der Trimmwinkel, wie man aus dem Diagramm ersehen kann, zweckmäßig unter 8° gehalten. Die günstigsten Winkel sind 4° und 5° während des ganzen Startvorganges. Bis zu $v = 5$ m/s sind die Winkel von 4° bis 7° praktisch gleichwertig. Bei höherer Geschwindigkeit sollte 4° bis 6° eingehalten werden. Dann wird der bei Ru 93 auftretende zweite Widerstandsbuckel vermieden. Das Ver-

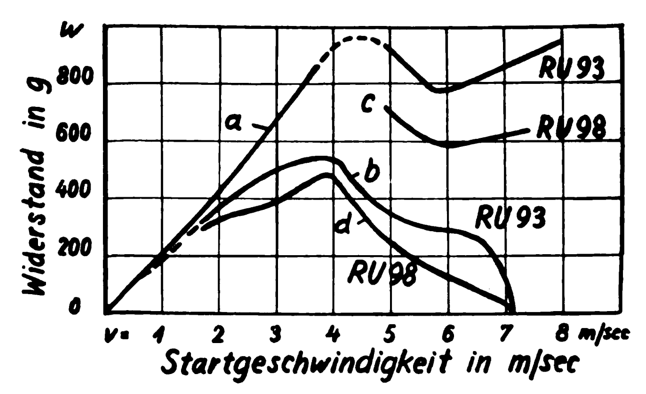


Abb. 18. Widerstände bei konstanter und veränderlicher Belastung für Ru 93 und Ru 98.

hältnis des Maximalwiderstandes zum Fluggewicht beträgt für die bei dieser Geschwindigkeit praktisch in Frage kommenden Trimmwinkel $\tau = 5°$ bis $8°$ nur 12,5% bis 13%.

Einen Vergleich der Widerstandsverhältnisse der Schwimmer Ru 93 und Ru 98 ersehen Sie aus Abb. 18. Es sind für jedes der beiden Modelle zwei Widerstandskurven für einen mittleren Laufwinkel über die Geschwindigkeit aufgetragen. Kurve *a* stellt den Verlauf der Widerstände bei konstanter Belastung, d. h. ohne Berücksichtigung des Tragflächenauftriebes für das Modell Ru 93, Kurve *c* für das Modell Ru 98 dar. Beide Kurven steigen zunächst ziemlich gleichmäßig, erreichen zwischen 4 und 5 m/s Geschwindigkeit ein Maximum und bei etwa 6 m/s ein Minimum. Bei größeren Geschwindigkeiten als 6 m/s steigen die Kurven wieder an. Die Kurve *c* für Ru 98 hat für den ganzen untersuchten Bereich wesentlich kleinere Ordinaten als Kurve *a* für Ru 93. Sowohl ihr Maximum, als auch ihr Minimum liegen erheblich niedriger und der ansteigende Ast hinter dem Minimum ist wesentlich flacher. Die Folge hiervon ist, daß auch die Widerstände bei Berücksichtigung der Entlastung durch den Flügelauftrieb für Ru 98 (Kurve *d*) wesentlich kleiner, als für Ru 93 (Kurve *b*) sind. Insbesondere ist es auffallend und sehr günstig, daß bei größeren Geschwindigkeiten der bei Ru 93 auftretende Buckel bei Modell Ru 98 vollständig verschwunden ist, so daß man bei Ru 98 mit wesentlich günstigeren Startverhältnissen als bei Ru 93 rechnen kann. Daß dies tatsächlich der Fall ist, werde ich Ihnen weiter unten noch zeigen. Hier möchte ich jetzt nur

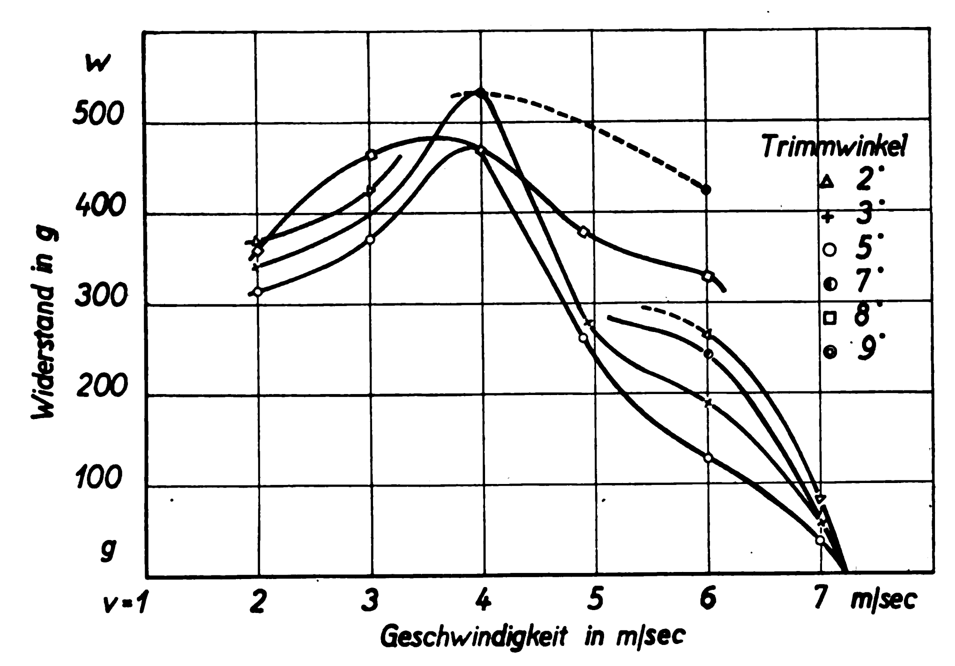


Abb. 17. Widerstandskurven bei verschiedenen konstanten Trimmwinkeln für Ru 98.

noch so viel bemerken, daß nach dem Urteil der DVL die außerordentlich geringe Verhältniszahl

$$\frac{\text{maximaler Wasserwiderstand}}{\text{Fluggewicht}} = \frac{1}{8}$$

sehr bemerkenswert und als erfreulicher Fortschritt zu bezeichnen ist. Besonders hervorzuheben ist ferner noch, daß der Schwimmer Ru 98 bei allen Geschwindigkeiten sehr ruhig lag, ohne Neigung zum Springen und ohne Trimmschwingungen zu zeigen.

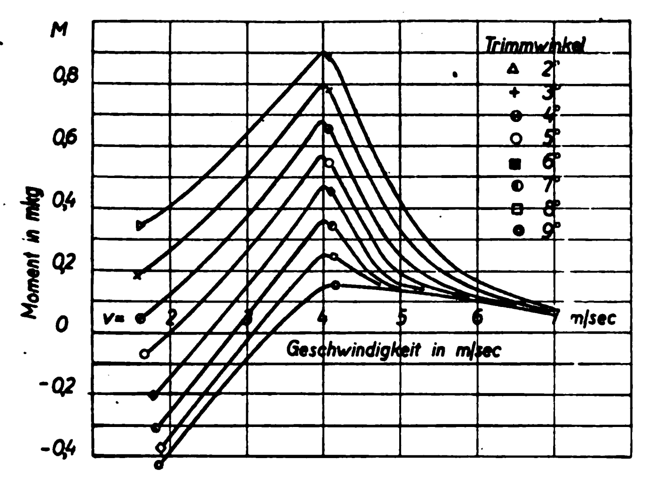


Abb. 19. Momentenkurven bei verschiedenen konstanten Trimmwinkeln für Ru 98.

In Abb. 19 sehen Sie die Momente für verschiedene Trimmwinkel in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit.

Die Momente, welche bei der kritischen Geschwindigkeit notwendig sind, um die erwünschte Trimmlage zu erzielen, sind kleiner als bei Ru 93. Mit weiter zunehmender Geschwindigkeit wird die Lage dieses Schwimmers sehr leicht beeinflußbar. Die Momenten-Differenzen, welche den Übergang von 4° bis 9° bewirken, sind bei etwa $v = 6$ m/s bereits so klein, daß die Genauigkeit der angewandten Meßeinrichtung nicht mehr ausreichte, um sie festzustellen. Daraus geht hervor, daß der Schwimmer nach dem Überschreiten der kritischen Geschwindigkeit durch das Höhenruder in jede gewünschte Lage gebracht werden kann. Man wird also das Flugzeug mit Leichtigkeit in jene Lage bringen können, in welcher die Summe des Wasser- und Luftwiderstandes ein Minimum ist.

Die Abb. 20 gibt nun den Startvorgang bei Verwendung des Modelles Ru 98 an. Die Kurve *a* stellt den Wasserwiderstand dar, der mit Hilfe der vorhin gezeigten Diagramme abgeleitet ist. Hierbei ist nur bis zur Geschwindigkeit von 5 m/s angenommen, daß das Flugzeug selbsttrimmend ist. Bei größerer Geschwindigkeit als 5 m/s würde dieses Modell, sich selbst überlassen, sehr kleine Trimmwinkel (etwa 0°) einnehmen. Wie man aber aus der Abb. 17 der Widerstände für verschiedene Trimmwinkel ersehen kann, wächst der Widerstand bei größeren Geschwindigkeiten mit Verkleinerung des Trimmwinkels ganz erheblich. Um die damit verbundene Widerstandsvergrößerung zu vermeiden, wird das Flugzeug bei Geschwindigkeiten, die größer als 5 m/s sind, zweckmäßigerweise mit Hilfe eines Steuerausschlages in den Bereich der größeren Trimmwinkel gezwungen. Bei Auftragung der Kurve *a* ist der Einfluß eines solchen Steuerausschlages bereits berücksichtigt.

Kurve *b* stellt den korrigierten Wasserwiderstand dar. Die Korrektur ist bekanntlich dadurch bedingt, daß für die Übertragung des Widerstandsanteils infolge Reibungskräfte das Froudesche Gesetz nicht maßgebend ist. Bei dem Modell Ru 98 ist aber, wie ich Ihnen in später folgenden Lichtbildern zeigen werde, in der Nähe der kritischen Geschwindigkeit, wo erfahrungsgemäß die größte Korrektur vorzunehmen ist, die vom Wasser benetzte Oberfläche des Modelles verhältnismäßig klein, so daß man annehmen kann, daß der Einfluß der Reibungskräfte nicht in so starkem Maße wie z. B. bei dem früher gezeigten Modell Ru 93 sich bemerkbar macht. Aus diesem Grunde habe ich nach Fühlungnahme mit der Hamb. Schiffbau-Vers.-Anstalt die aus der Messung ermittelten Widerstände der Kurve *a* vorsichtshalber nur um einen sehr kleinen Betrag verkleinert. Es ist anzunehmen, daß die Widerstände für die wirkliche Ausführung noch kleiner als die in Kurve *b* angegebenen Werte sind. In Kurve *d* sind die Luftwiderstände aufgetragen und der jeweilig vorhandene Anstellwinkel an diese Kurve angeschrieben. Kurve *c* stellt die Summe des Luft- und Wasserwiderstandes, also den Gesamtwiderstand, dar. In Kurve *e* und *f* sind wiederum die Schraubenzugkräfte der amerikanischen Propeller NACA 28 und NACA 83 aufgetragen.

Sie sehen aus dieser Abbildung, daß die Differenz zwischen Schraubenzugkraft und Gesamtwiderstand wesentlich größer geworden ist, und daß daher das Flugzeug beim Starten sehr schnell beschleunigt werden kann.

In der Abb. 21 zeige ich nun die Startzeit und Startgeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Startstrecke. Auch hier ist, wie bei den entsprechenden Kurven des

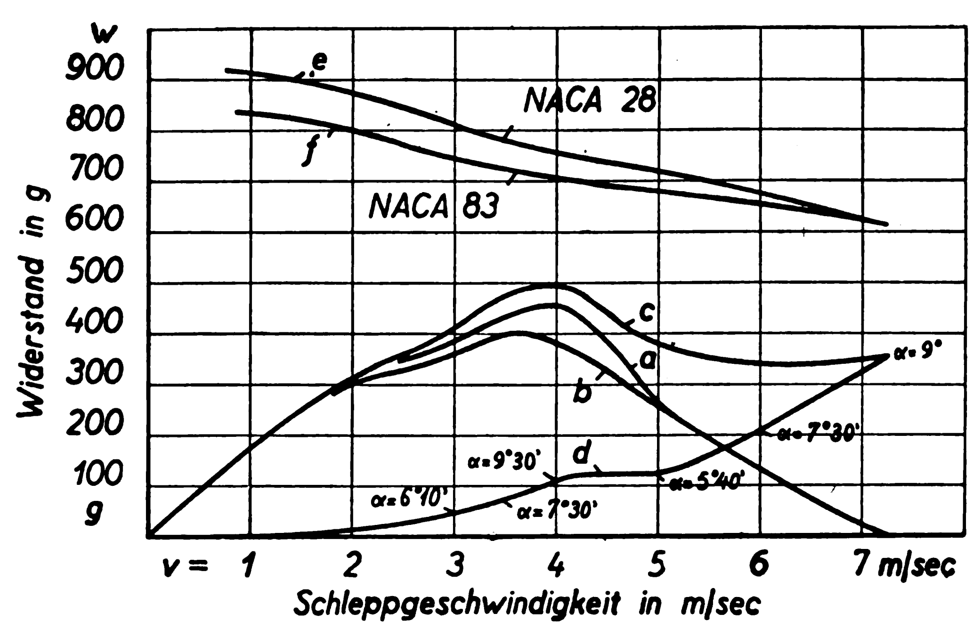


Abb. 20. Bilanz zwischen Propellerschub und Widerständen Ru 98.

Modelles Ru 93, die Schraubenzugkraft des für den Start ungünstigeren Propellers NACA 83 in die Rechnung gesetzt. Sie sehen, daß die Startstrecke von 1940 auf 850 m, die Startzeit von 82 auf ca. 38 sec, beide Größen also auf weniger als die Hälfte herabgemindert sind.

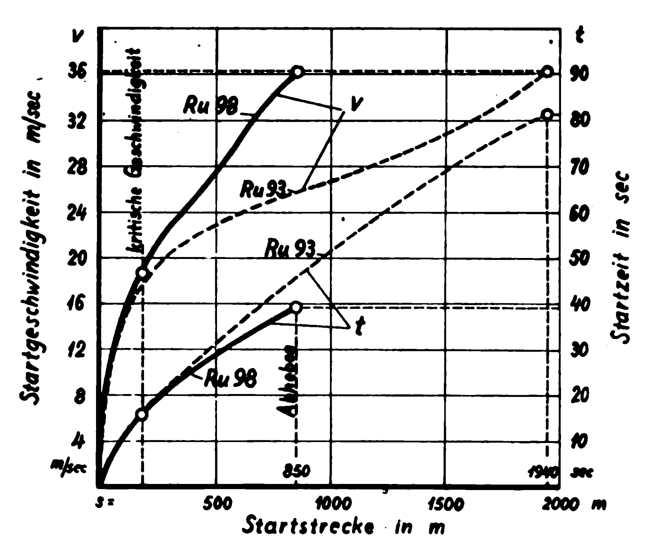


Abb. 21. Startstrecke, -zeit und -geschwindigkeit für Ru 98.

Die erreichten Zahlen für Modell Ru 98 sind also im Vergleich mit Ru 93 und auch absolut als große Verbesserung zu werten.

Im folgenden will ich einige Aufnahmen der Schleppversuche mit Ru 98 vorführen.

(Abb. 22): Bei dieser Aufnahme betrug die Geschwindigkeit 3,04 m/s. Sie liegt unterhalb der kritischen Geschwindigkeit. Man sieht, daß das Vorderschiff ziemlich tief eingetaucht ist und ein großer Teil des Gleitbodens benetzt ist. Es entsteht eine große Bugwelle. Der Laufwinkel beträgt 3° 12′. Die Hinterstufe kratzt in dem Wasser, wodurch eine zweite kleine Welle entsteht.

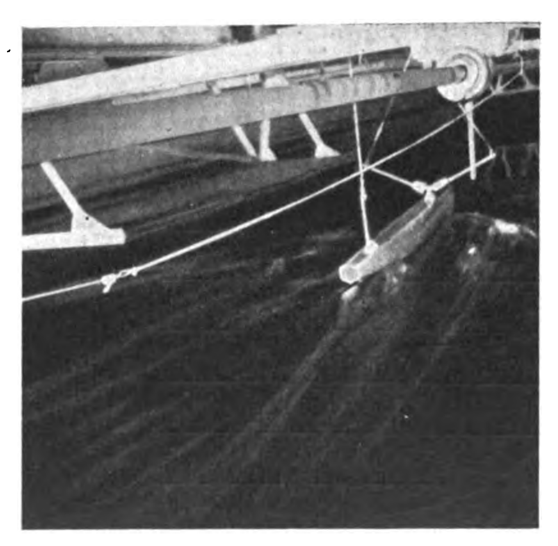


Abb. 22. Modell Ru 98 bei Geschwindigkeit 3,04 m/sec. Trimmwinkel 3° 12′.

(Abb. 23): Hier betrug die Geschwindigkeit 4,02 m/s. Das Boot läuft bereits auf der Stufe. Die benetzte Oberfläche des Vorderschiffes ist erheblich kleiner geworden, das Boot läuft auf einem verhältnismäßig schmalen Streifen der Stufe. Die Bugwelle ist erheblich kleiner geworden. Der Laufwinkel beträgt 3° 42′ und die hintere Stufe berührt nicht mehr die Wasseroberfläche.

(Abb. 24): Hier war die gleiche Geschwindigkeit wie bei dem vorigen Bild. Der Laufwinkel war jedoch erheblich größer: 6° 2′. Infolge des größeren Laufwinkels taucht die hintere Stufe wieder ein.



Abb. 23. Modell Ru 98 bei Geschwindigkeit 4,02 m/sec. Trimmwinkel 3° 42′.

(Abb. 25): Bei dieser Aufnahme betrug die Geschwindigkeit 5 m/s und der Laufwinkel 5° 6′. Sie sehen, daß trotz des verhältnismäßig großen Laufwinkels nur die vordere Stufe das Wasser berührt. Die hintere Stufe ist frei. Auf diesem Bild, wie auch auf allen übrigen, ist ferner zu sehen, daß die seitlich von der Stufe entstandene Wasserwelle sehr niedrig ist und die Wasserspritzer kaum die halbe Bootshöhe erreichen. Es ist daher eine Benetzung der Propeller, die sehr erheblich über der Bootsoberkante liegen, nicht zu befürchten. Dieses günstige Verhalten kann auf die entsprechende Formgebung des Gleitbodenstückes an der Stufe zurückgeführt werden. Die Wasserfläche hinter

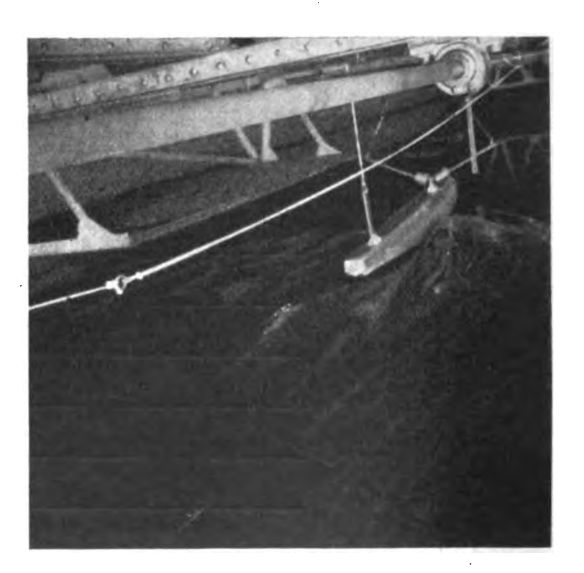


Abb. 24. Modell Ru 98 bei Geschwindigkeit 4,02 m/sec. Trimmwinkel 6° 2′.

dem Schwimmer zeigt eine Vertiefung, so daß nicht zu befürchten ist, daß der stark hochgezogene Schwanz des Bootes benetzt wird. Die Verhältnisse können sich natürlich bei Anordnung von Doppelschwimmern noch etwas ändern. Die diesbezüglichen Versuche sind zur Zeit im Gange.

(Abb. 26): Diese Aufnahme ist bei 6 m/s Geschwindigkeit aufgenommen. Der Laufwinkel betrug 4° 30′. Bei ihr



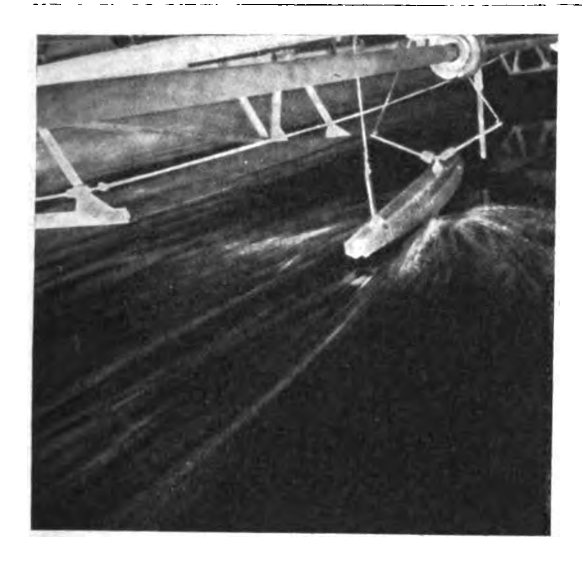


Abb. 25. Modell Ru 98 bei Geschwindigkeit 5 m/sec. Trimmwinkel 5° 6'.

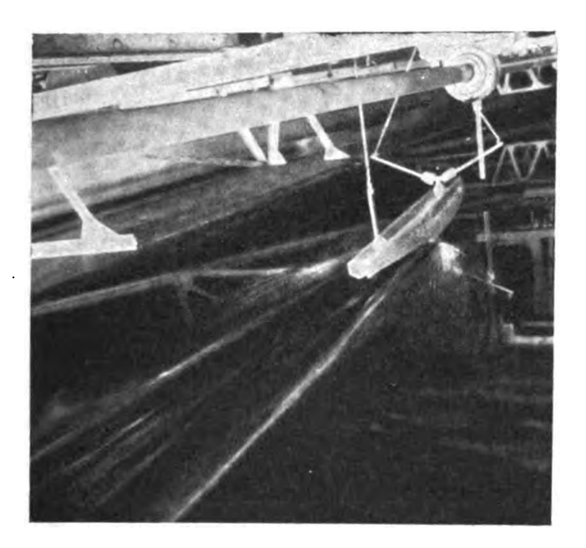


Abb. 26. Modell Ru 98 bei Geschwindigkeit 6 m/sec. Trimmwinkel 4° 30'.



Abb. 27. Modell Ru 98 bei Geschwindigkeit 6 m/sec. Trimmwinkel 6° 12'.

ist das Boot kurz vor dem Abheben. Es läuft auf einem ganz schmalen Streifen der Vorderstufe. Die Hinterstufe ist vollkommen frei. Die von der Vorderstufe ausgehenden Wellen und die seitlichen Spritzer sind noch kleiner als bei dem zuletzt gezeigten Bild. Die Wasseroberfläche hinter dem Boot zeigt wieder eine leichte Einbuchtung.

(Abb. 27): Die Geschwindigkeit beträgt hier wie bei dem vorigen Bild 6 m/s. Der Trimmwinkel ist jedoch größer, und zwar 6° 12'. Die von der Stufe ausgehende Welle ist ein wenig größer und die Hinterstufe berührt gerade die Wasseroberfläche. Die Messungen zeigen, daß entsprechend der etwas größeren Welle der Widerstand größer geworden ist. Es folgt hieraus, daß es vorteilhaft ist, in der Nähe des Abhebens möglichst kleine Trimmwinkel einzuhalten.

Zusammenfassend kann gesagt werden, daß man mit Hilfe von systematisch durchgeführten Versuchen und entsprechenden Überlegungen eine Bootsform zu ermitteln in der Lage ist, die einen kurzen Start selbst von Flugzeugen mit hoher Flächenbelastung sichern. Dies ist von größter Bedeutung, weil dadurch die bei dem Neubau eines Flugzeuges vorhandenen Unbekannten erheblich vermindert werden, und damit die Erfolgaussichten gewaltig steigen.

Ich schließe nun die Besprechung über die hydrodynamischen Versuche und werde einige allgemein geltende Fragen erörtern.

Beim Langstrecken-Flugzeug darf weder im großen noch im kleinen gesündigt werden. Fast alle Fehler wirken sich hier in erhöhter Weise nachteilig aus. Am schlimmsten sind nicht die einmalig, sondern die kontinuierlich wirkenden Fehler, die gewissermaßen integriert werden müssen, um die Gesamtheit der schädlichen Wirkungen zu erfassen. Ein Langstrecken-Flugzeug muß ein Hocheffekt-Flugzeug sein, das vom Hochleistungs-Flugzeug wohl zu unterscheiden ist. Selbstverständlich ist, daß der Hocheffekt unter voller Aufrechterhaltung absoluter Betriebssicherheit erreicht werden muß.

Im folgenden wird der Einfluß von verschiedenartigen Fehlern auf die Größe der zahlenden Nutzlast untersucht.

Es werden drei Flugzeuge verglichen, und zwar für Flugstrecken von 1000 bzw. 3000 und 6000 km. Diese Reichweiten sollen für den Reiseflug, d. h. für den Flug mit der annähernd günstigsten Gleitzahl gelten. Alle Flugzeuge sollen, um eine einfache Gegenüberstellung zu ermöglichen, die gleiche zahlende Nutzlast von 19300 kg, wie das Ausgangsflugzeug haben. Auch die Tragflächenbelastung bei Flugbeginn sowie die Anfangsgeschwindigkeiten und das Verhältnis von Zuladung zum Anfangsgewicht seien einander gleich. Im übrigen wird gleiche aerodynamische Güte und gleicher Betriebsstoffverbrauch pro PSh für alle drei Flugzeuge angenommen.

Es wurden zunächst die Hauptdaten der drei Flugzeuge errechnet.

Als Ausgangsflugzeug dient das Flugzeug für 6000 km Flugstrecke, für das bei der von mir gewählten Bauart folgende Lastverteilung sich ergibt:

Startgewicht G_1		105000 kg
zahlende Nutzlast (Fahrgäste, Post und Fracht)	19300 kg	
Besatzung	3500 »	
Proviant.	1000 »	
Betriebsstoffgewicht	34000 »	
Gesamtzuladung also		57800 kg

entsprechend 55% des Startgewichtes.

Gewicht am Flugende: $G_2 = 105000 - 34000 = 71000$ kg.

Die Reichweite ergibt sich nach der Formel:

$$S_{km} = \frac{3{,}6 \cdot 75 \cdot \frac{c_a}{c_w} \eta}{b} \ln \frac{G_1}{G_2},$$

worin b = der Betriebsstoffverbrauch pro PSh ist.

Mit $\eta = 0{,}8$, $\frac{c_a}{c_w} = 14{,}0$ und $b = 0{,}20$ kg/PSh[1]) erhält man

$$S_{\text{km}} = 15\,100 \ln \frac{G_1}{G_2}, \quad \ldots \ldots \ldots \quad (1)$$

woraus für das vorstehende Flugzeug eine Reichweite von

$$S_{\text{km}} = 15\,100 \ln \frac{105\,000}{71\,000} = \text{rd. } 6000 \text{ km}$$

sich ergibt.

Zur Bestimmung der Gewichtsverhältnisse der 3000- und 1000-km-Flugzeuge kann, da sie dem Ausgangsflugzeug aerodynamisch ähnlich sind, Formel (1) verwendet werden.

Für das 3000-km-Flugzeug ergibt sich also

$$\ln \frac{G_1}{G_2} = \frac{3000}{15\,100} = 0{,}1985$$

und hieraus

$$\frac{G_1}{G_2} = 1{,}220.$$

Das Betriebsstoffgewicht ergibt sich aus der Formel

$$B = G_1 - G_2 = G_1\,(1 - \varphi),$$

wo

$$\varphi = \frac{G_2}{G_1}$$

bedeutet.

Die gesamte Zuladung setzt sich zusammen aus dem zu errechnenden Betriebsstoffgewicht, dem mit 600 kg angenommenen Proviant, mit 2000 kg angenommenen Besatzung und der zahlenden Nutzlast von 19300 kg. Da die Zuladung wie beim Ausgangsflugzeug 55% des Anfangsgewichtes betragen soll, gilt folgende Gleichung:

$$0{,}55\,G_1 = G_1\,(1 - \varphi) + 600 + 2000 + 19\,300.$$

Hieraus ergibt sich mit $\varphi = \frac{1}{1{,}220} = 0{,}820$ das Anfangsgewicht zu

$$G_1 = \frac{600 + 2000 + 19\,300}{0{,}820 - 1{,}0 + 0{,}55} = \text{rd. } 59000 \text{ kg}$$

und das Betriebsstoffgewicht zu

$$B = 59000\,(1 - 0{,}82) = 10\,600 \text{ kg}.$$

Für das 1000-km-Flugzeug ergibt sich mit ähnlichen Überlegungen

$$\ln \frac{G_1}{G_2} = \frac{1000}{15\,100} = 0{,}0663$$

und hieraus

$$\frac{G_1}{G_2} = 1{,}069$$

oder

$$\varphi = \frac{1}{1{,}069} = 0{,}937.$$

Das Gewicht für die Besatzung wird bei diesem Flugzeug mit 1000 kg eingesetzt, der Proviant mit 300 kg, das Gewicht für zahlende Nutzlast wie bei den beiden ersten Flugzeugen mit 19300 kg angenommen. Es ergibt sich dann das Anfangsgewicht zu

$$G_1 = \frac{1000 + 300 + 19\,300}{0{,}937 - 1{,}0 + 0{,}55} = 42\,300 \text{ kg}$$

und das Betriebsstoffgewicht zu

$$B = 42\,300\,(1 - 0{,}937) = 2660 \text{ kg}.$$

[1]) Der Rechnung wird ein Dieselmotor mit einem Treibölverbrauch von 0,190 kg/PSh und einem Ölverbrauch von 0,010 kg/PSh zugrundegelegt.

Nachdem diese festgelegt worden sind, sollen im folgenden die Einflüsse verschiedenartiger **Fehler** auf die **Größe der zahlenden Nutzlast** untersucht werden.

I. Nimmt man an, daß durch irgendwelche Umstände sich der **Propellerwirkungsgrad um 5% verringert**, so entspricht dies einer gleichzeitigen Erhöhung der mittleren Motorenleistungen um den gleichen Prozentsatz. Mit den Motorleistungen erhöht sich aber gleichzeitig der Brennstoffverbrauch, so daß mit guter Annäherung etwa 5% mehr an Brennstoff mitzuführen sind, deren Gewicht von der zahlenden Nutzlast verloren geht. Diese verringert sich also für die einzelnen Flugzeuge um

1700 bzw. 530 bzw. 133 kg

entsprechend

8,8% bzw. 2,7% bzw. 0,69%.

II. Wird beispielsweise ein um 10% **erhöhter Brennstoffverbrauch** angenommen, so ergibt sich annäherungsweise für das 6000- bzw. 3000- bzw. 1000-km-Flugzeug ein Mehrgewicht an mitzuführendem Brennstoff von

3400 bzw. 1060 bzw. 266 kg.

Um diese Beträge muß sich die zahlende Nutzlast von 19300 kg verringern. In Prozenten ausgedrückt beträgt diese Verringerung:

17,6% bzw. 5,4% bzw. 1,38%.

III. Ein weiterer Fehler, hervorgerufen z. B. durch unzweckmäßige Anordnung der Motoren, Kühler u. a. m., ergibt eine unerwünschte **Vergrößerung des schädlichen Widerstandes**. Es sei angenommen, daß dadurch der Beiwert des schädlichen Widerstandes sich um den Betrag von 0,01 vergrößert. Der bei der angenommenen Gleitziffer von 14 und einem Auftriebsbeiwert von $c_a = 0{,}6$ zugehörige Beiwert des Gesamtwiderstandes hat die Größe

$$c_{w_g} = \frac{0{,}6}{14} = 0{,}043.$$

Vergrößert sich dieser Beiwert um 0,01 auf den Wert 0,053, so folgt daraus eine Gleitziffer des verschlechterten Flugzeuges von $\frac{c_a}{c_w} = 11{,}4$. Durch diese Verschlechterung erhöht sich die im Reiseflug erforderliche Leistung angenähert auf das $\frac{14}{11{,}4} = 1{,}23$fache, und der Brennstoffverbrauch wächst mit dem gleichen Prozentsatz, d. h. es werden für das 6000- bzw. 3000- und 1000-km-Flugzeug

7800 bzw. 2440 bzw. 610 kg

mehr verbraucht. Diese Zahlen bedingen eine Herabsetzung der zahlenden Nutzlast um

40,5% bzw. 12,6% bzw. 3,17%.

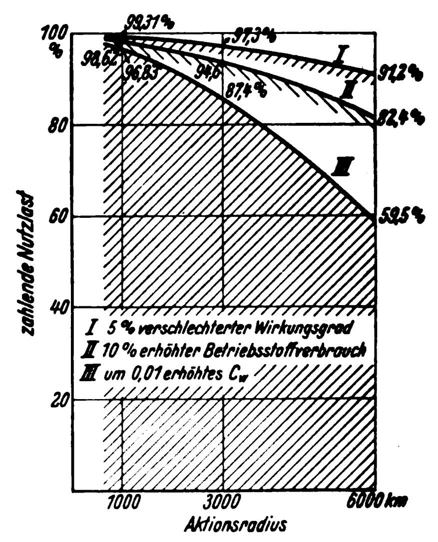


Abb. 28. Einfluß von Fehlern auf die Nutzlast bei verschiedenen Reichweiten.



Die obigen Rechnungen sind in der Abb. 28 graphisch dargestellt. Über den Reichweiten der verschiedenen Flugzeuge sind die durch die verschiedenartigen Fehler verringerten Werte der mitführbaren zahlenden Nutzlast aufgetragen.

Kurve *I* zeigt die Werte für eine Verschlechterung des Luftschrauben-Wirkungsgrades um 5%, Kurve *II* für eine Erhöhung des Betriebsstoffverbrauches um 10% und Kurve *III* für eine Vergrößerung des Beiwertes des schädlichen Widerstandes um 0,01.

Es zeigt sich aus dem Kurvenlauf in klarer Weise, daß und nach welchen Gesetzen die zahlende Nutzlast bei den drei angenommenen Fehlern abnimmt. Anders gesagt: die verbleibende zahlende Nutzlast wird bei Fehlern irgendwelcher Art beim Langstreckenflugzeug relativ und absolut viel rascher sinken als bei Flugzeugen normaler Reichweite.

Die Nutzanwendung des hier Gesagten steht bereits am Anfange dieses Kapitels: Bei Langstreckenflugzeugen darf weder im großen noch im kleinen gesündigt werden.

Der vom Flugzeug benötigte Arbeitsbedarf für die verschiedenen Steiggeschwindigkeiten, beginnend von 0,5 bis 3,5 m/s, ist im Diagramm in Abhängigkeit von den Steighöhen durch die Kurven d_1 bis d_7 kenntlich gemacht worden. Die Kurven wurden errechnet unter der Voraussetzung, daß das Flugzeug stets mit seinem $\frac{c_a^3}{c_w^2}$ max fliegt.

Der Horizontalflug in 4000 m Höhe ist durch zwei Beispiele beleuchtet. Für den Flug bei minimaler Leistung ist der Arbeitsbedarf mit 7100 PS und ferner für den Sparflug mit 8000 PS errechnet und im Bilde eingetragen worden.

Nachdem nun einerseits die Motorleistungen und anderseits der Arbeitsbedarf des Flugzeuges bei den verschiedenen Flugzuständen festgelegt worden ist, ist eine einfache Gegenüberstellung des Arbeitsüberschusses ohne weiteres möglich.

Beim Start ergibt sich ein Arbeitsüberschuß von 16300 gegen 14000 PS, wobei hier daran erinnert werden soll, daß in den 14000 PS bereits eine reichliche Reserve vorhanden ist. Letzteres ist auch sehr wünschenswert, um den Start selbst bei starkem Seegang in kurzer Zeit ausführen zu können. Die Nichtinanspruchnahme des Arbeitsüberschusses beim Start wie überhaupt beim Fliegen in Bodennähe ist von großer Bedeutung, weil dadurch das Laufwerk des Motors wie auch das Motorgetriebe niemals voll beansprucht und daher sehr geschont wird, was zur Erhöhung der Flugsicherheit sehr beiträgt.

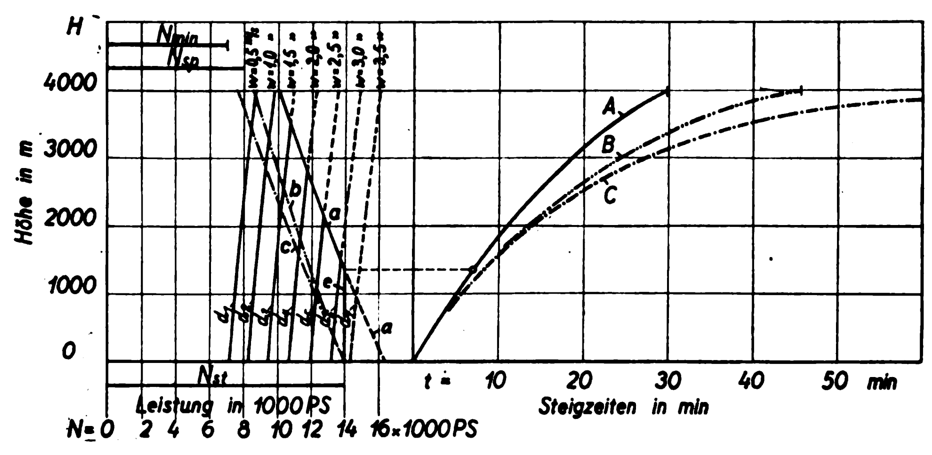


Abb. 29. Leistungsbilanz und Steigzeiten.

Abb. 29 zeigt eine Gegenüberstellung der in verschiedenen Höhen bei überdimensionierten Motoren zur Verfügung stehenden maximalen Leistungen mit dem Arbeitsbedarf des zugehörigen Flugzeuges beim Start, beim Steigen bis 4000 m Höhe mit verschiedenen Geschwindigkeiten und beim Horizontalflug in 4000 m Höhe.

Die vorliegende Betrachtung bezieht sich auf ein Langstrecken-Flugzeug mit 10 Motoren, deren Nominalleistung je 1000 PS betragen soll.

Im linken Diagramm sind die Leistungen des Motors in Abhängigkeit von der Höhe aufgetragen. Die Maximalleistung der überdimensionierten Motoren beträgt in 4000 m Höhe 10000 PS, steigt beim Eintritt in kleinere Höhen und erreicht in der Höhe des Meerespiegels etwa 16300 PS. Der Leistungsverlauf ist in der Kurve *a* eingetragen.

Die Kurve *b* zeigt die Motorleistung in verschiedenen Höhen, wenn eine konstante prozentuale Leistungsreserve von

$$\frac{16300 - 14000}{16300} \cdot 100 = 14{,}1\,\%$$

angenommen wird.

Die Kurve *c* zeigt die Motorleistungen in verschiedenen Höhen, wenn konstante absolute Leistungsreserven von 16300 — 14000 d. i. von 2300 PS angenommen werden.

Nach den Motorleistungen soll einiges über den Arbeitsbedarf des Flugzeuges in den verschiedenen Flugzuständen gesagt werden.

Beim Start zeigen die Berechnungen, daß bei der für den Start angenommenen Leistung von 14000 PS bereits eine reichliche Überschußkraft vorhanden ist. Die Schaulinie ist im Diagramm eingetragen (N_{st}).

Um die Überschußleistung beim Steigen zwischen Motor und Arbeitsbedarf des Flugzeuges in beliebiger Höhe, z. B. 2000 m, festzustellen, muß nur die Abszisse der Kurve *a* für diese Höhe mit den Abszissen der für die gleiche Höhe geltenden d_1 und d_7 Linien verglichen werden. Wir sehen, daß diese Differenz bei d_1 bis d_5 positiv ausfällt und bei d_6 und d_7 negativ, d. h. es ist also nur möglich, mit Geschwindigkeiten bis etwa 2,5 m/s zu steigen, nicht aber mit 3 m/s oder größerer Geschwindigkeit. Im Falle man beabsichtigen würde, den Motor mit einer Leistungsreserve entsprechend der Kurve *b* auszunutzen, wäre nur eine Steiggeschwindigkeit bis ca. 1,5 m/s möglich, während Steiggeschwindigkeiten mit 2 m/s und darüber für 2000 m Höhe nicht mehr möglich sein würden.

Sinngemäß Gleiches gilt bezüglich der Kurven *b* und *c*.

Um die Überschußleistung zwischen Motor und Arbeitsbedarf des Flugzeuges beim Horizontalflug in 4000 m festzustellen, muß man nur die Differenz zwischen der Abszisse der Kurve *a* für 4000 m, das sind 10000 PS, mit dem Arbeitsbedarf des Flugzeuges im Sparflug und beim Flug mit minimaler Leistung ziehen. Wie das Diagramm zeigt, stehen im ersteren Fall 2000, im letzteren Fall rd. 3000 PS oder 30% zur Verfügung.

Es muß hier bemerkt werden, daß diese Ziffer für den Fluganfang gilt. Sie erhöht sich sehr erheblich im weiteren Verlauf des Fluges und wird gegen Ende des Fluges ca. 60% betragen.

Ich möchte nun einige Worte über die Steigungsverhältnisse und Steigzeiten sprechen.

Die günstigsten Steigverhältnisse werden natürlich dadurch erzielt, wenn man die Steiggeschwindigkeiten derart wählt, daß sie der jeweilig zur Verfügung stehenden Motorleistung entspricht. Dies ist z. B. der Fall, wenn man entlang der Kurve *a* fliegt. Die Schnittlinien der Kurve *a* mit der Kurvenschar *d*1 bis *d*7 zeigt dann, welche Steiggeschwindigkeit in den verschiedenen Flughöhen eingehalten werden muß. Nur in der Bodennähe wird es sich aus Gründen der Schonung des Motors und des Getriebes empfehlen, nicht die voll zur Verfügung stehende Leistung des Motors auszunutzen. Man wird hier also zweckmäßigerweise nicht beginnend mit der Leistung von 16300 PS längs der gestrichelten Linie *a* fliegen, sondern zunächst mit etwa 14000 PS so lange gemäß der Linie *e*, bis diese die Linie *a* schneidet.

In der rechten Seite des Diagramms sehen Sie die Steigzeiten in Abhängigkeit von der Höhe aufgetragen. Kurve *A* entspricht dem günstigsten Steigflug, bei dem, wie Sie sehen, in nicht ganz 30 min die Höhe von 4000 m erreicht wird.

Im Diagramm sind weiter noch die Steigzeiten, die erreicht werden, wenn die Motorleistungsreserve nach Kurve *b* und die Motorleistungsreserve nach Kurve *c* innegehalten werden. Man sieht, daß die Steigzeiten, namentlich in letzterem Falle, sehr rasch erheblich zunehmen. Das Fliegen nach der Kurve *A* bzw. der Kurve *B* wird also empfehlenswert sein.

Zusammenfassend möchte ich sagen, daß die ganzen, im Diagramm zusammengestellten Überschüsse zwischen Leistung des Motors und Leistungsbedarf des Flugzeuges eine richtige Arbeitsbilanz, gewissermaßen auch das Angebot des Motors und den Bedarf des Flugzeuges darstellen. Die Vertiefung darin zeigt, daß der für den Horizontalflug in größeren Höhen geforderte Leistungsüberschuß und der beim Steigen und beim Start als zweckmäßig erkannte Überschuß voneinander nicht in weiten Grenzen verschieden sind. Die stark verbreitete Annahme, daß beim Starten des Flugzeuges ein überragender Arbeitsbedarf notwendig ist, wodurch die Leistungsreserve sehr klein sein würde, trifft also für Flugzeuge, bei denen auch aus Gründen der Betriebssicherheit für den Horizontalflug in größeren Höhen ein erheblicher Leistungsüberschuß verlangt wird, nicht zu.

Aus diesem Grunde scheint es mir, daß die in der letzten Zeit reichlich erörterten zusätzlichen Einrichtungen für den Start, wie z. B. durch Schleppflugzeuge, Katapulte, Raketen u. dgl., für Flugzeuge der beschriebenen Bauart mit überdimensionierten Motoren vielleicht eine Komplikation darstellen, die zu vermeiden ist. Anderseits ist es aber sehr wohl möglich, daß bei Flugzeugen, die nach anderen Gesichtspunkten als des Langstrecken-Flugzeuges entwickelt werden, zusätzliche Startvorrichtungen ihre Berechtigung haben. Ich glaube, daß die ganze Frage damit steht und fällt, ob der normale Horizontalflug in größeren Höhen mit großen Motorleistungsreserven durchflogen werden sollen oder nicht. Werden große Reserven verlangt, wie es bei dem Langstrecken-Flugzeug der Fall sein muß, dann ist, wie im Diagramm gezeigt wird, die Heranziehung dieser Reserven für die wenigen Minuten des Startes und des Steigens im allgemeinen vollkommen genügend.

Bevor ich meinen Vortrag schließe, werde ich kurz über das Geschwindigkeitsproblem sprechen, das von überragender Bedeutung ist. Über dieses kann ich den Sachverständigen nichts Neues sagen und vielleicht nur bei dem interessierten Publikum Aufklärungsarbeit leisten.

Wir sind ohne Einfluß auf die Flugentfernung, die gegeben ist, und auf den Gegenwind, der, mag er auch noch so groß sein, für Langstrecken-Flugzeuge keinen Reisehinderungsgrund bilden darf.

Unserem Willen und unserem Einfluß ist nur die Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges unterworfen, und diese muß, um die schädliche Wirkung des Gegenwindes gründlich zu beseitigen, so groß als irgend möglich sein. Daß dies nötig ist, geht aus den Schaubildern 30 ohne weiteres hervor.

In dem ersten ist über der Geschwindigkeit des Gegenwindes in m/s für Flugzeuge von 100, 200 und 300 km/h Eigengeschwindigkeit die effektive Reisegeschwindigkeit in km/h aufgetragen. Wie man sieht, sind die absoluten Abzüge an Reisegeschwindigkeiten, die sich aus den verschieden großen Gegenwinden ergeben, für die drei Flugzeuge einander gleich. Bei 25 m/s Gegenwind ist überall ein Verlust an Reisegeschwindigkeit in Höhe von 90 km/h in Abzug zu bringen. Dies wirkt sich dahin aus, daß das 300-km-Flugzeug auf 210, das 200-km-Flugzeug auf 110 und das 100-km-Flugzeug auf 10 km/h Reisegeschwindigkeit herabsinkt.

Wie sich dies in Prozenten ausdrückt, lehrt das nächste Bild. Während das 300-km-Flugzeug nur höchstens 30%, und das 200-km-Flugzeug 45% verliert, erreicht bei dem 100-km-Flugzeug der Verlust an Reisegeschwindigkeit sogar 90%.

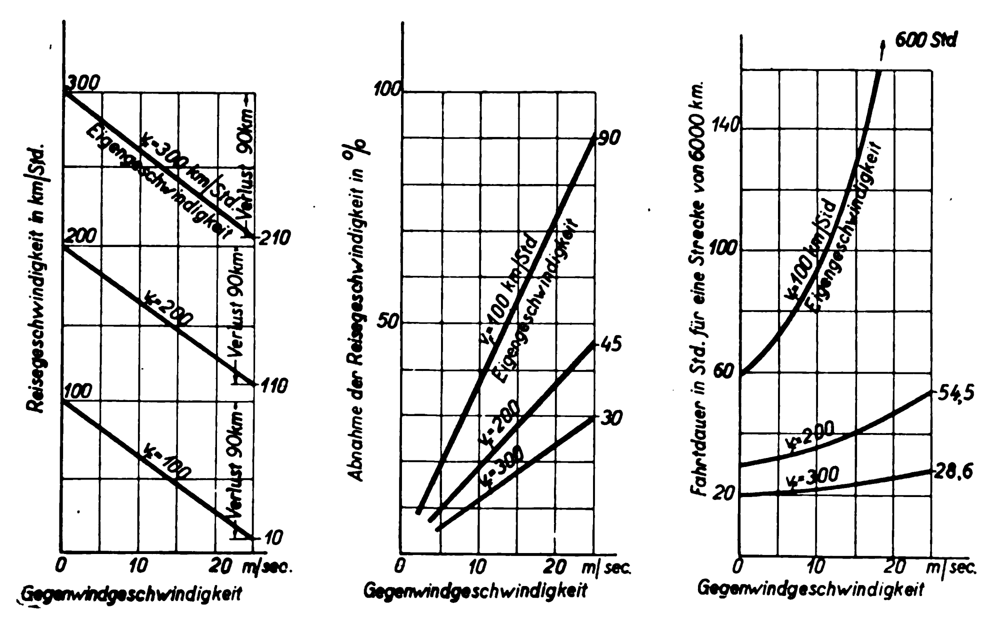


Abb. 30. Einfluß von Gegenwindgeschwindigkeiten.

Noch viel deutlicher wird die schädliche Einwirkung des Gegenwindes, wenn man die durch die verringerte Reisegeschwindigkeit erhöhten Reisezeiten ermittelt. Diese sind im dritten Schaubild graphisch dargestellt. Als Reisestrecke habe ich 6000 km, das ist die des Ausgangsflugzeuges, gewählt. Bei dem 300-km-Flugzeug steigt die Reisezeit von 20 auf 28,6 h, bei dem 200-km-Flugzeug von 30 auf 54,5 h und bei dem 100-km-Flugzeug von 60 auf 600 h. Die Erhöhung ist also bei einem Gegenwind von 25 m/s bei dem schnellsten Flugzeug 8,6, bei dem mittleren 24,5 und bei dem langsamsten 540 h. Aus dem Schaubild ist die Erhöhung der Reisedauer auch für die normal auftretenden, geringeren Windgeschwindigkeiten ohne weiteres herauszulesen.

Die Gegenüberstellung der drei Schaubilder zeigt also deutlich, daß die Reisedauer bei schnellen Flugzeugen wenig und bei langsamen Flugzeugen, den sogenannten »Schön-Wetter-Maschinen«, außerordentlich rasch steigt.

Nicht unerwähnt soll bleiben, daß Flugzeuge mit hoher Eigengeschwindigkeit und guten Steigleistungen dem Flugzeugführer auch sehr leicht die Möglichkeit geben, mühelos jene Höhen aufzusuchen, bei denen der Gegenwind ein Minimum bzw. sogar Rückenwind vorhanden ist. Daß dieses Suchen nicht dem Zufall überlassen werden darf, sondern durch Instrumente unterstützt werden muß, ist selbstverständlich.

Aus dem Gesagten ergibt sich, daß die heutige Geschwindigkeit der Flugzeuge noch sehr erheblich erhöht werden muß, und ich gehe sogar so weit zu sagen, daß, im Falle dies nicht oder nur unvollkommen gelingen sollte, dem Langstrecken-Luftverkehr in Zukunft nur ein bescheidener Geltungsbereich zukommen würde.

Als ich vor mehr als drei Jahren den Vorzug hatte, in der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt über Transozean-Flugboote zu sprechen, standen diese noch außerhalb des allgemeinen Interesses. Anders ist es heute.

Man fragt jetzt nicht mehr ob, sondern nur noch wie solch ein Langstrecken-Flugzeug gestaltet werden muß. Seine Schaffung bzw. Fortentwicklung interessiert augenblicklich die Konstrukteure aller Länder in hohem Maße.

Auch die Tagespresse besorgt bei dem Laienpublikum durch Aufklärungsarbeit die Umstellung der Geister, die für uns Ingenieure zur Herbeiführung des Enderfolges unerläßlich ist.

Mit einem Wort — man hat das gewaltige Problem erkannt — man stellt sich ihm — und man wird es lösen.

Aussprache:

Dr.-Ing. Karl Grulich: Meine Damen und Herren! Wir haben gestern in dem interessanten Vortrage des Herrn Dr. Dornier gehört, welcher erfreuliche Sprung nach vorwärts beim gelungenen Bau der Do. X hinsichtlich der Vergrößerung, Wirtschaftlichkeit und Betriebssicherheit von großen Seeflugzeugen getan worden ist. Und es ist wohl auch den bisherigen leider sehr zahlreichen Zweiflern klar geworden, daß wir am Anfang einer neuen Entwicklungsperiode im Bau von großen Langstrecken-Land- und See-Flugzeugen stehen; besonders, wenn wir auch an den Vortrag des Herrn Dr. Gasterstädt denken, durch den uns der Zeitpunkt für die Einführung des betriebssicheren und im Brennstoffverbrauch sparsam arbeitenden Rohölmotors in greifbare Nähe gerückt wurde.

Es scheint mir daher sehr dankenswert zu sein, daß sich Herr Dr. Rumpler der Mühe unterzogen hat, uns in seinem heutigen Vortrage die wichtigsten Gesichtspunkte zusammenzustellen, die beim Bau von möglichst wirtschaftlichen und betriebssicheren Langstrecken-, See- und Land-Flugzeugen zu berücksichtigen sind. Denn es ist nicht angängig, beim Bau von Langstreckenflugzeugen einfach bisher bewährte Flugzeugtypen zu vergrößern.

Ich hoffe, daß es mir nicht als Unbescheidenheit ausgelegt wird, wenn ich daran erinnere, daß ich im Rahmen eines Vortrages: »Über die an Verkehrsflugzeugmotoren zu stellende Anforderungen« auf der Jahresversammlung der WGL im Jahre 1921 in München die Entwurfsskizzen je eines zukünftigen Übersee- und eines großen Landverkehrsflugzeuges mit sehr vorsichtig, teils angenähert errechneten, teils geschätzten Daten in Lichtbildern vorführte (siehe Abbildungen).

Das erstere war ein Zwei-Boot-Flugzeug als Eindecker mit 10 Motoren je 1000 PS und hatte vorwiegend Zugpropeller. Als mögliche und erstrebenswerte Variante hatte ich für den Fall der ausreichenden Weiterentwicklung des Triebwerkes auch 4 Druckpropeller punktiert eingezeichnet. (Diese Projekte wurden im Rahmen des erweiterten Vortrages über: »Anforderungen an Verkehrsflugzeuge und ihre Kraftanlagen« im Jahrbuch der WGL 1923 veröffentlicht.)

Bei diesen Projekten, die, wie gesagt, die in absehbarer Zeit mögliche Entwicklungsrichtung besonders auch hinsichtlich des Flugmotoren- und Triebwerkbaues andeuten sollten, hatte ich bereits im wesentlichen die beim Bau von großen Überseeflugzeugen und Langstrecken-Landflugzeugen zu beachtenden Gesichtspunkte skizziert, die nun eingehend und erweitert freundlicherweise heute von Herrn Dr. Rumpler vorgeführt worden sind.

Ich möchte nur ganz kurz wiederholen, daß ich mich der Auffassung des Herrn Dr. Rumpler darin anschließen möchte, daß es zur Erreichung der unbedingt nötigen Betriebssicherheit und Wirtschaftlichkeit ganz besonders erforderlich ist, daß bei Langstreckenflugzeugen die Reisegeschwindigkeit wirtschaftlich möglichst hoch, mindestens aber auf 250 bis 300 km/h gesteigert werden sollte. Aus diesem Grunde sind die Motoren, wie bereits früher (1910) von Herrn Prof. Junkers vorgeschlagen worden ist, in dem Innern der Flügel aufzustellen. Ich möchte glauben, daß das auch bei entsprechender Belüftung der Motorräume bei Verwendung von luftgekühlten Motoren möglich ist. Denn dadurch werden die Motoren in weit größerem Umfange während des Fluges wart- und reparierbar, als wenn sie wie bei der Romar oder der Do. X eingebaut werden.

Auch die Anordnung der Propeller hinter dem Flügel scheint mir nach entsprechenden, befriedigenden Vorversuchen mit einer entsprechenden Wellenverlängerung und Abstützung erstrebenswert zu sein.

Dabei wird, wie Herr Dr. Rumpler ausführte, nicht nur der Wirkungsgrad der Propeller verbessert, sondern auch der Propeller- und Motorenlärm bei langen Flügen für die Passagiere und die Besatzung ertragbarer werden.

Durch die Anordnung der Motoren über einem großen Teil der Spannweite des freitragenden Flügels, ebenso der Passagiere, Post und Fracht, sowie des Brennstoffes in zwei Booten an Stelle in einem wird das Leergewicht des Flugzeuges wesentlich geringer werden als bei zentraler Anordnung und dadurch die Nutzlast und der Aktionsradius wesentlich größer.

Wer sich das von Herrn Dr. Rumpler hier ausgestellte Modell seines neuen Zwei-Boot-Transozean-Flugzeuges näher angesehen hat, der wird finden, daß es dem Idealflugzeuge, das nur auftrieberzeugenden und keinen schädlichen Widerstand besitzt, bereits sehr nahe kommt. Wenn ich auch 1921 in meinem Vortrag sagte (vgl. Jahrbuch der WGL 1923 Seite 87 rechte Spalte 4. Absatz), daß bei genauer Durchkonstruktion und Durchrechnung des von mir skizzierten Zwei-Boot-Transozean-Flugzeuges sich wesentlich günstigere Leistungsdaten ergeben als von mir vorsichtig geschätzt angegeben worden waren, so bin ich doch angenehm überrascht von dem erstaunlich günstigen Verhältnis von Nutzlast zu Konstruktionsgewicht, das Herr Dr. Rumpler auf Grund sorgfältiger Durcharbeitung zu erreichen hofft. Ich möchte glauben, daß Flugzeuge ähnlich dem von Dr. Rumpler Leistungen und Eigenschaften besitzen, die mit Bestimmtheit einen betriebssicheren, regelmäßigen und wirtschaftlichen Transozean-Luftverkehr erwarten lassen.

Wenn wir bedenken, daß das Rohrbach-Romar-Flugzeug ein größtes Fluggewicht von ca. 20 t und die Do. X von

mehr als 50 t hat, dann scheint es mir kein größeres Risiko zu sein, wenn man den Bau eines ca. 100-t-Seeflugzeuges nach den von Herrn Dr. Rumpler zusammengestellten Gesichtspunkten ausführen würde, als das war, das Herr Dr. Dornier beim Bau seiner Do. X einging. Denn es ist selbstverständlich, daß dem Bau eines so großen Flugzeuges eingehende aerodynamische und hydrodynamische Messungen an Modellen in entsprechenden Instituten vorausgehen müssen, und daß sorgfältige Stabilitäts-, Gewichts-, Trimm- und Festigkeitsrechnungen bei eingehender und sorgfältiger Durchkonstruktion vorher ausgeführt werden müssen. Dabei wird es nötig sein, einzelne Bauglieder der Zelle und des Triebwerkes vorher in einer Versuchsausführung zu belasten und zu erproben.

Meine Damen und Herren! Noch sind die Hauptstrecken des zukünftigen Weltluftverkehrsnetzes über Meere und Kontinente nicht endgültig vergeben. Wir sollten daher alles nur irgend mögliche tun, um Deutschland den Vorsprung im Bau von großen Land- und See-Langstreckenflugzeugen zu erhalten, damit wir uns rechtzeitig an dem Betriebe dieser Weltstrecken, die voraussichtlich schon bald eigenwirtschaftlich werden, im Interesse der Hebung der deutschen Wirtschaft beteiligen können.

Ich sehe in Flugzeugen ähnlich dem Rumplerschen eine erfolgversprechende Entwicklungsrichtung für den Bau von Transozean-Flugzeugen; daher sollte alles nur irgend mögliche geschehen, um gut durchgearbeitete, aussichtversprechende Projekte, ähnlich dem von Dr. Rumpler, recht bald in die Wirklichkeit zu übertragen.

Die Lösung dieses Problems scheint mir nicht nur in der Bewältigung einer dankbaren technisch-wissenschaftlichen, sondern in großem Maße, vielleicht sogar in erster Linie, in der möglichst baldigen erfolgreichen Beendigung einer finanziellen Aufgabe zu liegen.

Ich möchte daher wünschen, daß es den Finanz- und Wirtschaftskreisen sowie Regierungen, Parlamenten und Behörden gelingen möge, rechtzeitig die erforderlichen Geldmittel hierzu bereitzustellen. Denn wenn einmal der richtige Zeitpunkt versäumt ist, wird es sehr schwer, vielleicht sogar unmöglich sein, den inzwischen erzielten Vorsprung des Auslandes wieder einzuholen.

Kapt. a. D. Boykow: Meine Herren! Herr Dr. Rumpler hat in seinem außerordentlich interessanten Vortrag über das Langstreckenflugzeug gezeigt, daß man die Suppe mit dem Löffel und das Fleisch mit Messer und Gabel essen muß und nicht umgekehrt. Betriebsstoffersparnis ist wahrlich der wichtigste Faktor für den Langstreckenflug. Was eine an sich ganz geringfügige Betriebsstoffersparnis letzten Endes auf der Strecke ausmachen kann, das beweist Ihnen folgendes kleine Beispiel: Ein Zeppelinluftschiff, das von Europa nach Amerika fliegt, braucht ungefähr 30 t Betriebsstoff. Die Ersparnis an Betriebsstoff, die dadurch erzielt werden kann, daß man ganz außerordentlich gute Steuerleute gegenüber Steuerleuten von mittelmäßigem Durchschnitt verwendet, kann auf der ganzen Fahrt über 2 t betragen, meine Herren, das sind 20 zahlende Passagiere. Das zeigt uns, daß ein Langstreckenflugzeug mit dem Piloten A. beispielsweise gar nicht ans Ziel gelangt, weil der ganze Betriebsstoff verbraucht ist, bevor er ankommt, daß dieselbe Maschine mit dem Piloten B. nicht nur die Strecke bewältigt, sondern auch noch erhebliche Lasten mitnehmen kann. Das beweist fernerhin, daß auch der geringste Umstand, der Betriebsstoffersparnis bringen kann, nicht vernachlässigt werden darf, daß ein Motor, der an sich schwerer ist, aber weniger Betriebsstoff braucht, auf der langen Strecke der leichtere ist.

E. Kiffner: Meine Damen und Herren! Im Anschluß an die Ausführungen des Herrn Dir. Dr. Rumpler gestatten Sie mir bitte einige kurze Bemerkungen, welche die Vorversuche betreffen, die dem Entwurf eines so großen Wasserflugzeuges vorausgehen. Man sollte wohl die Untersuchungen der Modelle der beiden Bootskörper nicht nur in ruhigem Wasser vornehmen, sondern den dazu dienenden Wasserbehälter so einrichten, daß sich die darin enthaltene Wassermenge derart in Bewegung bringen läßt, daß man z. B. Kabbelwasser, Brandungswellen oder solche Wellen erzeugen kann, die in besonderem Rhythmus entsprechend den wirklichen Zuständen der bewegten Meeresoberfläche sich bewegen. Die Größe dieser künstlich erzeugten Wellen müßte im richtigen Verhältnis zur Größe der Bootsmodelle stehen.

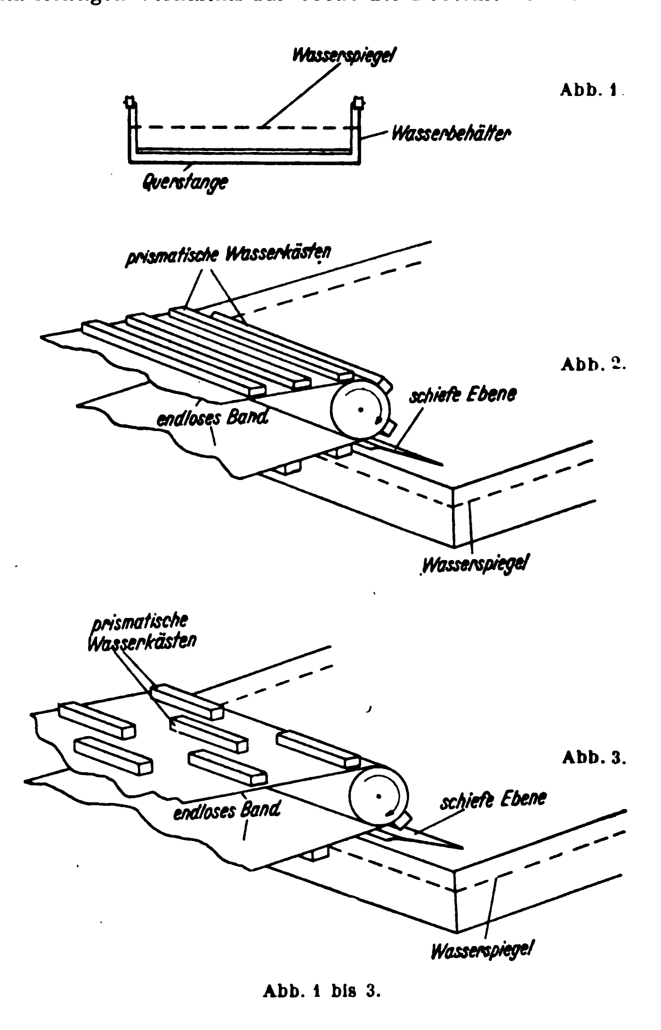


Abb. 1 bis 3.

Die Mittel dazu könnten etwa darin bestehen, daß man gemäß der schematischen Abb. 1 auf zwei einander gegenüberliegenden Kanten des Wasserbehälters eine oder mehrere unter Wasser befindliche Querstangen auf Rollen lagert und hin und her bewegt; dabei sind die Querstangen mit zweckmäßig geformten Brettchen, walzenförmigen Körpern o. ä. besetzt. Gleichzeitig könnte man dem Wasserbehälter eine schaukelnde Bewegung erteilen. — Oder man läßt mittels geeigneter Vorrichtungen nacheinander größere oder kleinere Mengen Wasser fortlaufend in den Wasserbehälter stürzen, um so die zuvor erwähnten Wellenrhythmen hervorzubringen. Z. B. zeigt Abb. 2 eine Vorrichtung zur Erzeugung von Brandungswellen oder geschlossenen Wellenfronten, Abb. 3 eine solche für rhythmisch nacheinander und nebeneinander auftretende Wellenformen.

Wenn bei Startversuchen in hohem Wellengang infolge der über einen großen Teil der Flügelspannweite verteilten Motoren und sonstigen Lasten und infolge der damit verbundenen größeren Trägheit um die Flugzeug-Längsachse die beiden Boote in stark wechselndem Maße ein- und austauchen und der Flügel um die Flugzeug-Längsachse schwankt, so sind während dieses Bewegungszustandes die aerodynamischen Qualitäten beider Flügelhälften dauernd unterschiedlich; es könnte dazu kommen, daß die bei einer gewissen Startgeschwindigkeit um den Flügel zustandegekommene Stetigkeit der Luftströmung unterbrochen

wird, die Strömung reißt ab, dies kann zu Drehungen des Flugzeuges führen usw. Womöglich müßte man feststellen, daß unter solchen Umständen der für den einen Fall bei 14000 PS errechnete Leistungsüberschuß als solcher nicht mehr vorhanden ist. — Jedenfalls könnten Modellversuche in bewegtem Wasser Klärung solcher Zusammenhänge zur Unterstützung der Berechnungen eines so wertvollen Flugzeugentwurfes bieten.

Kommerzienrat Colsmann: Meine Damen und Herren! Von Flugzeugen, die Transozeanverkehr dienen, wird in erster Linie Seefähigkeit zu fordern sein. Unter »Seefähigkeit« verstehe ich in diesem Falle nicht Start- und Landefähigkeit bei starkem Seegang. Es dürfte geklärt sein, daß Starten und Anwassern bei stärkerer Dünung manchmal vielleicht gelingen mag, meist aber nicht möglich ist, nicht so oft jedenfalls, wie für regelmäßigen Verkehr gefordert werden müßte. Darum darf Verkehr, welcher regelmäßig sein soll — und er muß regelmäßig sein, wenn er wirtschaftlich sein will —, nicht mit Möglichkeit der Zwischenlandung bei Azoren, Kap Verdeschen Inseln, Bermudas oder gar bei Fernando de Noronho rechnen. Flugzeuge, die mit Geschwindigkeit von 120 km in einen Wellenberg hineinfahren, müssen immer zerschellen. Die zu fordernde Seetüchtigkeit wird sich darauf beschränken, daß Flugzeuge, welche dem Verkehr dienen, bei Notlandungen auf stürmischer See normalerweise den Seegang so lange überdauern können, bis Rettung möglich ist, so wie es Franco und Lokatelli mit dem »Waal« erlebten. Dieses Flugzeug hat Seetüchtigkeit bewiesen. Ich selbst bin bei starkem Seegang im Mittelmeer bei einem Flug von Genua nach Neapel mit dem Waal 3 Stunden lang geschwommen. Das Flugzeug geriet in einen Platzregen, man sah buchstäblich die Hand vor Augen nicht; der Pilot verlor die Nerven und ging aufs Wasser. Als der erste hohe Wellenberg heranrollte, dachte ich, daß Schluß sei. Doch der Waal hob sich wie eine Möve; die Wellen rollten unter dem Boot durch und als ich zwei- oder dreimal das gleiche beobachtet hatte, war mir klar, daß die Sache gut ablaufen werde. Ob das der sehr viel größere Do X ebenso leisten wird, ist fraglich. Nur durch den Versuch kann das bewiesen werden. Mir war bisher zweifelhaft, ob die größeren Verhältnisse dieses Flugbootes im Seegang nicht wesentlich andere Beanspruchungen hervorrufen werden. Die Mitteilung, daß Do. X nur einen Tiefgang von einem halben Meter habe, läßt mich annehmen, daß sich auch dieses Flugboot über die Wellenberge heben wird.

Herr Dr. Rumpler, dem wir für die Durchführung seines überaus interessanten Projektes aus warmem Herzen Erfolg wünschen, bringt nun das Zweiboot. Bei den Vorteilen, welche das Projekt des Herrn Dr. Rumpler in manchen Beziehungen aufweist, wäre es sehr zu begrüßen, wenn die Frage, ob Zweibootflugzeuge im Seegang ebenso seetüchtig sind wie Einboote, auch durch die Praxis bald geklärt werden könnte.

Die wertvolle Neuerung, die Herr Dr. Rumpler mit seinem Projekt bringt, womit er Aussichten auf wesentlichen Fortschritt erweckt, ist die erhebliche Steigerung der Geschwindigkeit. Man kann, wenn man das Modell betrachtet, sich nicht vorstellen, auf welche Weise der Stirnwiderstand noch mehr verringert werden könnte. Er ist auf das Mindestmaß des Möglichen herabgesetzt und für Transozeanflug sollte man mit Reisegeschwindigkeiten von mindestens 250 km rechnen.

Wenn für regelmäßigen Verkehr mit Möglichkeiten der Zwischenlandung bei den Inseln nicht zu rechnen ist, dann ist Transozeanluftverkehr nur im direkten Flug von Kontinent zu Kontinent zu denken. Dazu ist große Reichweite erforderlich und die von Herrn Dr. Rumpler in Aussicht gestellte Reichweite von 6000 km scheint mir das Mindeste, was zu fordern ist. Ich bin darum der Meinung, daß man die letzten Möglichkeiten noch herausholen müßte und Versuche machen sollte, die größten Flugzeuge mit Katapult zu starten. Es ist mir gesagt worden, daß dadurch beim Do. X z. B. die Reichweite sich um 1000 km vergrößern würde. Zum Transozeanflug sind neben großer Geschwindigkeit, starke Flugreserven notwendig. Flugreserven sind darum notwendig, weil z. B. infolge Orientierungsfehlern in Zeiten von Schlechtwetterperioden große Zeitverluste entstehen können. Ich erinnere an die Schwierigkeiten der Ortsbestimmung bei den Fahrten des »Graf Zeppelin«. Man kann sich vorstellen, daß, wenn die Sicht aufs Wasser durch Nebel unmöglich ist, bis zur durchgeführten Errechnung einer Ortsbestimmung vom Moment der Beobachtung an das Flugzeug durch Windströmung, die zunächst nicht feststellbar ist, um Hunderte von Kilometern versetzt sein kann. Die größten Schwierigkeiten bestehen ja im Winterhalbjahr in unseren Breiten, wenn die meteorologischen Verhältnisse, Nebel und Schnee, die Orientierung erschweren und sichere Landung oft unmöglich machen.

Herr Dr. Rumpler hat für sein Flugzeug 1000-PS-Motoren vorgesehen. Hoffentlich wird bald diese Klippe überwunden und die Motorenfrage in befriedigender Weise gelöst. Das Problem der Übertragung der Kraft auf den Propeller mit Hilfe der langen Wellen scheint gelöst zu sein. Professor Junkers hat es bei seiner neuen Maschine angewandt. Es wurde auch schon beim Luftschiffbau Zeppelin mit Erfolg angewandt. Herr Dr. Rumpler hat sich eine schwere Aufgabe gesetzt. Er selbst hat schon auf die zu überwindenden Schwierigkeiten hingewiesen, indem er an die gestrigen Worte des Herrn Dr. Dornier erinnerte. Ich hatte nach dem Vortrag des Herrn Dr. Dornier das Gefühl, daß einer aufstehen müsse, um von Glaube, Liebe und Hoffnung zu reden. Von dem Glauben der Männer, die in der Stille ihrer Werkstatt arbeiten, die falschen Werte vom Wege räumen und mit Klarheit und Wahrheit die neuen Wandlungen neu vorbereiten. Wir müssen zusammenstehen, diesen Herren den Mut zu stärken und darum wünschen wir Herrn Dr. Rumpler für seinen Versuch besten Erfolg. Herr Dr. Dornier hat gestern etwas pessimistisch gesagt — doch keiner von uns hätte ihm widersprechen können —, daß zu befürchten sei, daß der Vorsprung, den deutscher Geist auf manchen Gebieten des Flugwesens im Laufe der letzten Jahre schuf, voraussichtlich ins Ausland abwandern müsse. Ich hoffe, daß sich einst ein Prometheus findet, der die Flamme dahin, von wo sie ausging, zurückholen wird. Dazu ist es aber notwendig, daß bei uns der Glaube an die Entwicklung der Luftfahrt neu entfacht wird. Zurzeit ist schlechte Konjunktur in der Luftfahrt, und wir scheinen auf einem toten Punkte angelangt. Es ist behauptet worden, daß das an der Kritik liege, die am Luftverkehr geübt werde. Meines Erachtens ist die Kritik nicht das Primäre. Wir wollen uns freuen, daß im Rahmen der Wissenschaftlichen Gesellschaft offene Kritik geübt werden darf und daß das freie Wort hier Geltung hat. Ursache der Enttäuschung waren die überspannten Hoffnungen und der Irrglaube der Masse, die sich von der Entwicklung der Luftfahrt zu viel versprach. Enttäuschung konnte nach alledem nicht ausbleiben; wir müssen aber besorgt sein, den Glauben an die Entwicklung der Luftfahrt wieder neu zu stärken. Wir müssen mithelfen, den Glauben wieder aufzurichten; Versprechungen, die nicht erfüllbar sind, muß entgegengetreten werden. Die jungen Leute, welche den Zielen der Entwicklung der Luftfahrt zustreben, muß man darauf hinweisen, daß die Ziele viel weiter zu stecken sind und schwerer erreichbar, als die Masse glaubt. Der Ruhm, den Transozeanverkehr wirtschaftlich gestaltet zu haben, sollte an die deutschen Fahnen geheftet werden; dazu ist vor allem Nachwuchs notwendig. Von diesem Gesichtspunkte aus ist es zu bedauern, daß vom Finanzausschuß die Mittel gestrichen wurden, die für das Flugwesen zur Ausbildung der Jugend gefordert waren. Ich stehe nicht im Verdacht, geheime militärische Vorbereitungen zu befürworten, bin aber der Meinung, daß, wenn wir in der Entwicklung unserer Luftfahrt nicht zurückbleiben wollen, der Jugend Mittel zur Verfügung gestellt werden müssen, die ausreichen, sich in den Anfängen des Flugwesens zu üben. Wenn dann aus vielen, die sich dem Flugwesen zuwenden, ein einziges Genie sich entwickelt, welches Fortschritt schafft,

würde der Aufwand nicht umsonst gebracht sein. Ich glaube, daß die Tagung der Wissenschaftlichen Gesellschaft die geeignete Stelle ist, dies auszusprechen. Hier muß die Saat ausgestreut werden. Wenn Sie alle mitwirken, daß der Gedanke Raum gewinnt, werden diejenigen, welche verantwortlich über die Mittel der deutschen Steuerzahler zu bestimmen haben, bereit sein, Mittel zur Flugausbildung der Jugend den verantwortlichen Behörden zur Verfügung zu stellen.

Ich bitte Herrn Dr. Rumpler, zu entschuldigen, daß ich diese Dinge im Rahmen der Diskussion seines Vortrages berührt habe.

Dr. Koppe: Meine Damen und Herren! Mein Herr Vorredner war so freundlich, die gerade für Ozeanflüge besonders wichtige Frage der Luftnavigierung anzuschneiden. — Sehr verehrter Herr Kommerzienrat, Sie haben gewiß meinen gestrigen Vortrag[1]) nicht gehört, denn da glaube ich doch gerade gezeigt zu haben, daß wir heute in der Lage sind, unsere Luftfahrzeuge in allen Gebieten der Erde, über Land und Meer, um den Äquator herum und über die Pole hinweg, in der Nacht und auch im Nebel zu navigieren, das heißt richtig und sicher zum Ziele zu führen. — Allerdings sind dabei Anforderungen an Luftfahrzeuge, Ausrüstung und Besatzung zu stellen, die heute technisch und persönlich durchaus erfüllbar sind, wenn auf Erzielung von Welthöchstleistungen oder unerreichbarer Wirtschaftlichkeit vorläufig weniger Wert gelegt wird als auf Sicherheit.

Wie weit die Amerikaner in richtiger Erkenntnis der Wichtigkeit dieser Dinge für einen wirklichen Verkehr mit Luftfahrzeugen in der Überwindung des bisher ärgsten Feindes der Luftfahrt, nämlich des Nebels, gediehen sind, mag Ihnen die Tatsache beleuchten, daß der bekannte amerikanische Flieger Doolittle allein in einem vollkommen abgedeckten Flugzeug, also absolut blind, nur mit Hilfe von Meßgeräten und Bodenorganisation gestartet, geflogen und wieder gelandet — blind gelandet ist; nicht einmal, sondern wiederholt. Und, wie mir durch einen Augenzeugen berichtet wurde, so gut und gleichmäßig, als handle es sich um Ziellandungen eines sehenden Flugzeugführers. Das ist der Erfolg einjähriger vorbildlicher Zusammenarbeit von Behörden, wissenschaftlichen Instituten und Industrie unter finanzieller Unterstützung durch den Guggenheim-Fond.

Meine Herren! Möchte Ihnen allen diese Tatsache doch recht zu denken geben! — Und nach dem, was ich Ihnen gestern hier vortragen durfte: Sollten wir so etwas nicht auch fertig bringen?! —

Dr.-Ing. Karl Grulich: Meine Damen und Herren! Ich bitte um Entschuldigung, wenn ich trotz der vorgerückten Zeit nochmals um ihr Gehör bitte. Doch glaube ich einige Bemerkungen des Herrn Kommerzienrat Colsmann rein sachlich nicht unwidersprochen lassen zu dürfen.

Es ist wohl selbstverständlich, daß man alles nur irgend mögliche zur Erhöhung der Seefähigkeit von See- und besonders Transozeanflugzeugen tun wird. Doch scheint es mir, als wenn ein prinzipieller Unterschied besteht zwischen einem Flugzeuge mit zwei Motoren wie beim Wal und bei den zweimotorigen Superwalen und der Romar mit drei Flugmotoren einerseits und einem Flugzeuge, wie das von Herrn Dr. Rumpler vorgeschlagene ist, bei dem die Motorenanlage aus 10 betriebssicheren sowie gut wart- und reparierbaren Motoren von je ca. 1000 PS besteht, oder bei der Do. X von Dr. Dornier mit 12 Motoren. Denn es ist doch so, daß die ersteren Flugzeuge nur unter gewissen Voraussetzungen bei Ausfall eines Motors weiterfliegen können, während durch die starke Unterteilung der Motorleistung beim Rumplerschen Flugzeuge und dem von Dr. Dornier es auch bei voller Zuladung und schlechtestem Wetter möglich sein wird, bei Ausfall eines oder gar mehrerer Motoren den Flug bis zum Endhafen ohne Notlandung auf offener See fortzusetzen.

Wir haben heute in der Romar wohl das seefähigste Großflugzeug und freuen uns, daß es die Seeprüfung bei Seegang 5 ausgehalten hat. Im Notfalle wird es jedenfalls auch noch in stärkerem Seegange zu landen sein und sich längere Zeit schwimmend halten können, bis die Besatzung, Post und Fracht geborgen ist; denn für Passagierverkehr über das offene Meer auf langen Strecken ist die Romar nicht vorgesehen.

Noch höhere Seefähigkeit zu verlangen, scheint mir des Guten zu viel zu sein; denn dann dürfte das Flugzeug ein viel zu großes Leergewicht bekommen und zu unwirtschaftlich werden. Wir sollten daher lieber unsere Bemühungen darauf richten, das Flugzeug und besonders die Kraftanlage so betriebssicher als möglich zu gestalten, damit überhaupt keine ungewollten Landungen mehr auf offener See vorkommen.

Ich möchte mir erlauben, einen drastischen Vergleich anzuführen, von dem ich weiß, daß er, wie jeder Vergleich, hinkt. Doch scheint es mir nötig zu sein, wieder einmal energisch darauf hinzuweisen, daß man im Interesse der Wirtschaftlichkeit nicht zu hohe Seefähigkeit verlangen darf und auch gar nicht braucht.

Es ist uns allen selbstverständlich, daß man die Eisenbahn nicht so baut, daß bei der Entgleisung eines D-Zuges in voller Fahrt keinem Reisenden ein Haar gekrümmt wird. Man baut also die Waggons nicht so stark und fest, daß sie bei einer Entgleisung in voller Fahrt ganz bleiben und polstert die Abteile nicht so aus, daß die Reisenden im Falle einer Entgleisung nicht verletzt werden. Vielmehr tut man alles nur irgend mögliche, damit keine Entgleisung vor-

[1]) H. Koppe, Luftnavigierung und die Arbeiten des Navigierungs-Ausschusses der WGL.

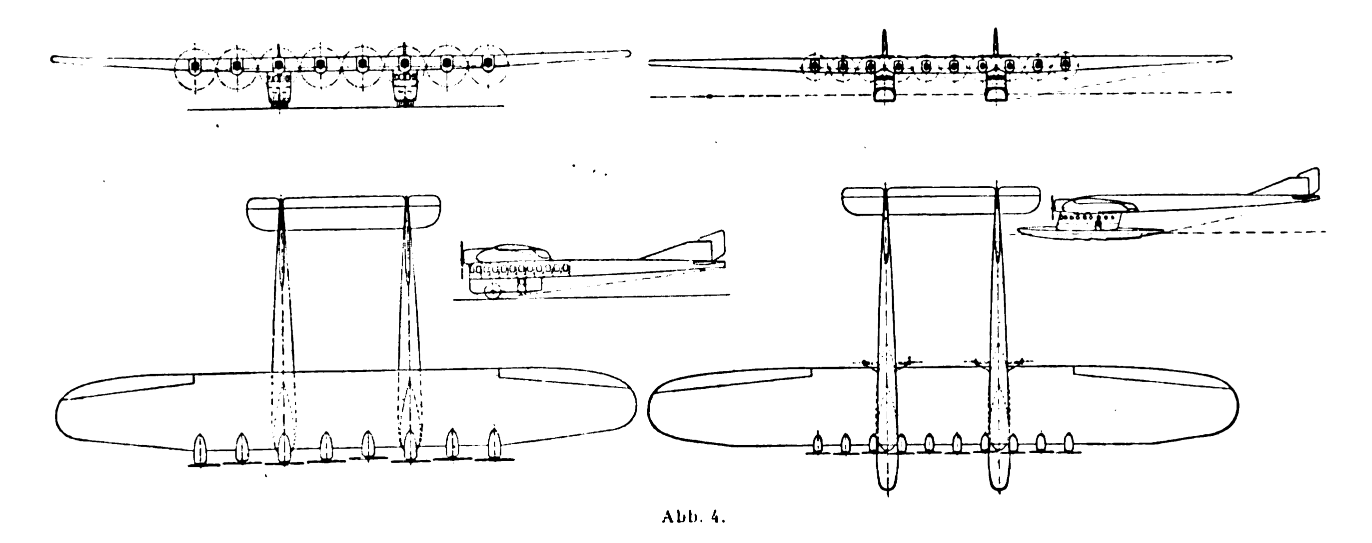


Abb. 4.

kommt. Kommt sie aber dennoch einmal vor, dann muß man sich eben damit abfinden, daß es Tote und Verwundete gibt.

Ich nenne es ein »Entgleisen«, wenn ein Flugzeug mit 10 oder 12 betriebssicheren Motoren und großer Leistungsreserve bei zu starkem Seegang einmal auf offener See eine ungewollte Landung ausführen muß. Und ich möchte glauben, daß eine ungewollte Landung auf offener See mit einem 10- oder 12 motorigen Seeflugzeuge bei richtigem Einbau der Motoren im Verhältnis noch viel seltener vorkommt wie das Entgleisen von D-Zügen in voller Fahrt. Sind nun solche vielmotorigen Flugzeuge so gebaut, daß sie bei Seegang drei bis vier starten können, dann werden sie sich in weit stärkerem Seegange noch gefahrlos landen lassen und danach stunden-, wahrscheinlich sogar noch tagelang auf See schwimmend erhalten können, bis durch F.T. herbeigerufene Schiffe die Passagiere und Besatzung aufgenommen haben.

Wenn nun schon die ungewollten Landungen an sich bei vielmotorigen Flugzeugen sehr selten sein werden, dann wird es noch viel seltener vorkommen, daß bei einer solchen Notlandung auch gerade ein ganz ungewöhnlich starker Seegang herrscht, bei dem sich das Flugzeug nicht mehr lange genug bis zur Rettung der Passagiere und Besatzung schwimmend erhalten kann. Das nenne ich dann eben eine »Entgleisung«. Bei ihr gibt es auch einmal Tote und Verwundete, wie bei der Entgleisung eines D-Zuges. Das ist natürlich sehr traurig, läßt sich aber ebensowenig ändern, wie bei der Entgleisung eines D-Zuges.

Nun glaubt Herr Kommerzienrat Colsmann, daß ein Aktionsradius von 6000 km für Transozean-Flugzeuge etwas zu klein sei. Darauf möchte ich erwidern, daß wir im Atlantischen Ozean bis auf weiteres auf der Südstrecke keine größeren Entfernungen als ca. 2350 km und auf der nördlichen Route von ca. 3350 km im ununterbrochenen Fluge zurückzulegen brauchen, da wir bei etwas Bodenorganisation und F.T. an Bord der Flugzeuge mit diesen im Schutze der verschiedenen Inselgruppen landen können. Im Stillen Ozean beträgt die längste Strecke zwischen San Franzisko und den Hawaiischen Inseln nicht ganz 4000 km. Wir haben also selbst bei so langen Strecken bei einem Aktionsradius von 6000 km eine reichlich große Reserve für starken Gegenwind und Umwege zum Umfliegen meteorologisch ganz besonders ungünstiger Gegenden.

Sollte es wegen zu großer Tiefe der See in unmittelbarer Nähe der betreffenden Inselgruppen nicht möglich sein, durch Molen die zum Starten und Landen vorgesehene Wasserfläche vor stärkerem Seegange als 4 zu schützen, so wird es wohl immer möglich sein, durch F.T. das Flugzeug vor jeder Landung in den Teil der Gewässer innerhalb einer Inselgruppe zu dirigieren, wo der Seegang durch den Schutz der Inseln bei der jeweils herrschenden Windrichtung nicht zu groß ist.

Ich sehe daher nicht ein, warum wir für absehbare Zeit nicht mit Aktionsradien bis zu 6000 km auskommen sollen, besonders wenn man bedenkt, daß auf dem Atlantischen Ozean die Entfernung der afrikanischen und der europäischen von der amerikanischen Küste zum Teil noch nicht 3500 bis 4500 km beträgt und sich weitaus der größte Teil des Seehandels auf dem Atlantischen Ozean abspielt.

A. H. G. Fokker: Hut ab vor den Leistungen der deutschen Industrie! Ich bin der Meinung, daß technische Probleme eigentlich nicht mehr bestehen und daß das, was heute noch nicht gelöst ist, schon im Begriff steht, gelöst zu werden oder in kürzester Zeit gelöst sein wird.

Bezüglich der Transozeanflüge bin ich der Ansicht, daß man vielleicht Seeflugzeuge dazu überhaupt nicht benötigt, da man zu absolut zuverlässigen Flugzeugen kommen wird, die mit Sicherheit ohne Gefahr einer Notlandung den Atlantik überqueren werden.

Über Flugzeuge mit auf den Tragdecks montierten Motoren, wie z. B. bei Rohrbach und Do X wird man wahrscheinlich in kurzer Zeit lachen, ebenso wie wir heute lachen würden über irgendein Motorboot, bei dem die Motoren außerhalb des Bootskörpers angebracht wären und aus ihm herausstecken würden wie die Stacheln eines Stachelschweines. Im übrigen bin ich der Ansicht, daß, so lange wir keine geeigneten Flugzeuge für den Transozeanflugzeugverkehr haben, wir diesen Verkehr auch nicht ausüben sollten.

Kommerzienrat Colsmann: Ich muß auch um Entschuldigung bitten, daß ich zum zweitenmal das Wort ergreife. Ich sehe mich durch Ausführungen verschiedener Redner dazu genötigt, wenn ich auch schon zu denen gehöre, die nach Herrn Fokkers Ansicht tot sein müßten, bevor die neue Entwicklung kommen kann. Über die Frage, ob Land- oder Seeflugzeuge in fernerer Zukunft Transozeanverkehr machen, kann man sicherlich verschiedener Meinung sein. Wenn Herr Fokker frägt, »Warum Seeflugzeuge«, dann möchte ich fragen »Warum Landflugzeuge«; vielleicht wird es etwas ganz anderes sein, mit dem man eines Tages Transozeanluftverkehr betreibt. Solange wir aber mit gegebenen Verhältnissen zu rechnen haben, kann nur das Seeflugzeug in Frage kommen. Ich erinnere an das Unglück im Kanal, bei dem vor kurzem ein Landflugzeug absackte und die Menschen ertranken, obgleich ein Dampfer in der Nähe war. Der Vergleich mit Transozeandampfern scheint mir nicht zutreffend. Dampfer schwimmen auch dann noch, wenn ihre Maschinen versagen. Es ist auch schon vorgekommen, daß Dampfer eingeschleppt werden mußten. Ein Flugzeug, dessen Motor versagt, kann nicht eingeschleppt werden. Es muß herunter »todsicher«.

Zu den Ausführungen des Herrn Grulich, der meinte, daß wir uns beeilen müßten, um an den Linien des Transozeansverkehrs teilzuhaben, möchte ich meinen, daß das keine Eile hat. — Transozeanverkehr wird in Zukunft der betreiben, der ihn mit Sicherheit durchführt und der am billigsten ist. Bodenorganisation ist bei den Inseln nicht möglich. Die Ufer fallen gleich in große Tiefen. Bunen und Häfen kann man dort nicht errichten.

Den Vortrag des Herrn Koppe über Luftnavigation habe ich leider nicht gehört. Die Mitteilung, daß in Amerika ein Flugzeug nur mit Instrumenten, ohne daß Beobachtung möglich war, landete, war interessant. Ich nehme aber an, daß diese Landung auf einem wohlvorbereiteten Platze durchgeführt wurde. Derartige Einrichtungen kann man auf See nicht schaffen, auch nicht für Notlandungen auf festem Boden. Ich kann nicht an die Möglichkeit glauben, daß man in Zukunft bei Nebel Landungen mit Sicherheit durchführen wird. Die Seeschiffahrt hat seit 1000 Jahren diese Schwierigkeiten nicht überwinden können. Die Schiffahrt stockt bei Nebel im Kanal. Warum hat man diese Schwierigkeiten dort nicht längst durch Instrumente überwunden? Wer erlebt hat, mit welchen Schwierigkeiten bei dichtem Nebel ein Bodenseedampfer in den Hafen und an den Peer gebracht wird, wird in dieser Frage skeptisch bleiben. Ich erinnere auch an das letzte Flugunglück in England, bei dem vor einigen Tagen ein Flugzeug der Luft Hansa im Nebel zerschellte.

Ich bin überzeugt, daß Transozeanverkehr mit Flugzeugen auf die Dauer geschaffen wird. Ich halte das Projekt des Herrn Dr. Rumpler für einen wesentlichen Fortschritt auf diesem Wege. Die Ausführungen des Herrn Fokker waren für uns alle eine Erfrischung.

Dr.-Ing. Rumpler (Schlußwort): Meine Damen und Herren! Ich danke den Herren Diskussionsrednern bestens für die wohlwollende Beurteilung, die sie eben meinen Arbeiten zuteil werden ließen.

Ich möchte auf einzelne der ausgesprochenen Gedanken noch einmal kurz zurückkommen.

Zunächst einiges über den »Sprung« von Dornier zu Rumpler. Dieser Begriff wird, wie es mir scheint, ein bißchen mißbräuchlich angewendet. Dadurch wird vielfach der Eindruck erweckt, als ob der »Sprung« sich von einer bekannten Größe A zu einer unbekannten X vollzieht. Dies ist tatsächlich nicht der Fall.

Die praktische Ausführung des von mir erörterten Ausgangs-Flugzeuges vollzieht sich nicht etwa in der Weise,

daß nach Beendigung der Konstruktionszeichnungen mit dem Bau begonnen wird. Der Vorgang ist, wie ich mir gestattet habe, Ihnen heute vorzutragen, tatsächlich ein ganz anderer. Nach Abschluß der Konstruktionszeichnungen vor mehreren Jahren setzten die Arbeiten in den mit allen modernen Meßinstrumenten ausgerüsteten Versuchsanstalten in Göttingen und Hamburg ein. An Versuchsmodellen wurde eine außerordentliche große Zahl von Versuchen und Messungen vorgenommen, die unverzüglich zu entsprechenden Anpassungen bzw. Verbesserungen der ursprünglichen Konstruktion führten. Es ist selbstverständlich, daß mit diesen danach abgeänderten Modellen neue Messungen und Versuche vorgenommen wurden. Man könnte hier also sagen, daß die Ihnen vorgetragene Form meines Ausgangs-Flugzeuges durchaus nicht gewissermaßen fertig aus dem Haupte des Zeus gesprungen ist, sondern daß es durch eine wechselseitige Befruchtung zwischen Konstruktion und Versuch, die gleichbedeutend mit Gütesteigerung ist, entstand. Der von mir gewählte Weg ist der weitaus billigste und führt mit Sicherheit zu einem guten Endergebnis.

Wenn ein derart entwickeltes Flugzeug seinen ersten Start macht, gibt es praktisch genommen fast keine Unbekannten und daher keine Überraschungen mehr, weder im guten noch im schlechten Sinne. Der Vorgang ist ähnlich dem des Startes eines großen Wasserfahrzeuges. Auch bei ihm sind sämtliche Verhältnisse vorher auf rechnerischem und experimentellem Wege durchleuchtet, und Abweichungen vom vorher Gewollten kaum mehr vorhanden. Bei Flugzeugen, die so durchgearbeitet sind, wie ich es mir vorzutragen hier erlaubt habe, sind also Vergrößerungen durchaus unbedenklich, und das dem Wort »Sprung« unterlegte Mysterium ist unberechtigt.

Meine Damen und Herren! Ich möchte mich nun kurz zur Frage des Startes und der Landung bei Seegang äußern. Die Häufigkeit dieser Vorgänge und daher ihre Wichtigkeit steht im umgekehrten Verhältnis zur Betriebssicherheit. Wenn diese eine außerordentlich hohe ist, — ich schätze sie bei dem vorgetragenen 10-Motoren-Flugzeug als eine nahezu 100%ige — dann wird das Problem von Start und Landung bei schwerer See immer uninteressanter. Nichtsdestoweniger muß es mit Sicherheit gelöst werden, denn wenn mehrmotorige Flugzeuge der hier beschriebenen Bauart durch ein Zusammentreffen elementarer Umstände aufs Wasser niedergehen müssen, darf die Erfüllung der Forderung der unbedingten Betriebssicherheit keine Unterbrechung erfahren. Ich bin überzeugt, daß dies mit gut durchkonstruierten Zweiboot-Flugzeugen sicher erreicht wird. Ich bevorzuge diese, weil das Flugzeug auf zwei Unterstützungspunkten sicher aufruht, während man von einem Flugzeug mit nur einem zentral angeordneten Flugboot sagen könnte, daß es gewissermaßen nur auf einem Bein steht. Letztere Konstruktionen können gefährlich werden, wenn das Flugzeug aus irgendeinem Grunde gezwungen ist, beim Treiben Richtungsänderungen vorzunehmen, wodurch die Windrichtung nicht mehr mit der Längsmittel-Linie des Flugzeuges zusammenfällt, oder anders gesagt, wodurch das Flugzeug Seitenwind empfängt. Dieser hat bei Zweiboot-Flugzeugen einen ganz geringfügigen Einfluß, was vom Einboot-Flugzeug nicht gesagt werden kann.

Ganz allgemein möchte ich noch sagen, daß es mir abwegig erscheint, die Einwirkung des Seeganges auf treibende Flugzeuge derjenigen auf Schiffe gleichzusetzen. Die letzteren stellen eine ungeheure Masse dar, die den anlaufenden Wellen gegenüber fast als unbeweglich zu betrachten ist und daher ungeheure Stoßwirkungen auslöst. Ganz anders liegen die Verhältnisse beim Flugzeug. Dessen Masse ist erheblich geringer, und das Flugzeug weicht daher viel besser aus, wodurch die Stöße erheblich kleiner werden. Ein weiterer wichtiger Unterschied besteht darin, daß die eingetauchte Länge des Schiffes sehr groß ist und daher die Wasserbewegung an den weit auseinander liegenden Stellen des Schiffskörpers sehr verschieden ist. Ein Zweiboot-Flugzeug hat nur 2 Stellen, die mit dem Wasser Kontakt haben, und die Relativbewegung zwischen den Booten und den Wassermassen ist daher viel kleiner.

Ich fasse meine Ansicht dahin zusammen, daß die Seetüchtigkeit unter allen Umständen vorhanden sein muß. Sie wird aber bei Flugzeugen, die 100%ige Betriebssicherheit haben, nie oder nur selten in Anspruch genommen werden.

Die absolute Betriebssicherheit kann nur durch Vereinigung der nachstehenden 4 Hauptbedingungen erreicht werden.

Unterteilung der Motorleistung in viele und relativ kleine Einheiten.

Absolute Zugänglichkeit der Motoren derart, daß während des Fluges, unbeeinflußt durch den Fahrwind, mühelos mit Bordmitteln Reparaturen jeder Art ausgeführt werden können.

Vollständige räumliche Trennung des Brennstoffes von Motoren und Menschen und

Erhöhung der Reisegeschwindigkeit durch Verringerung aller Widerstände und durch Erhöhung des Propellerwirkungsgrades.

Meine Damen und Herren! Die von einem Herrn Diskussionsredner geforderte Erhöhung der Reichweite ist ohne Veränderung des Flugzeuges ohne weiteres durchzuführen, wenn die relativ sehr hohe Nutzlast entsprechend verkleinert wird. Aber auch ohne diese, die Wirtschaftlichkeit nicht fördernde Maßnahme, kann durch Verringerung des spezifischen Brennstoffverbrauchs eine wesentliche Vergrößerung der Flugdauer erreicht werden. Ich denke hier an den Diesel-Flugmotor, der nicht nur in Deutschland, sondern in allen Teilen der industriellen Welt augenblicklich mit größter Energie studiert wird. Aus diesem Grunde glaube ich, daß wir in kurzer Zeit zuverlässige Flugmotoren mit erheblich kleinerem Brennstoffverbrauch haben werden, die eine wesentliche Vergrößerung des Aktionsradius bei gleichzeitiger Erhöhung der zahlenden Nutzlast sicherstellen werden.

Meine Damen und Herren! Ich schließe meine Ausführungen, indem ich der Hoffnung Ausdruck gebe, daß das heute hier Vorgetragene dazu beitragen möge, die Lösung des Transozean-Flugproblems in naher Zukunft zu bringen.

VII. Zusammenarbeiten von Schiff und Flugzeug mittels Staubahn.

Vorgetragen von Wold. Kiwull, Riga.

Das Aufnehmen und Absetzen von Seeflugzeugen an Bord von fahrenden Schiffen wird ermöglicht durch eine Segeltuchbahn von 10 m Breite und 35 bis 40 m Länge, die vom Heck des Schiffes als Schleppe im Wasser nachgeschleppt wird (Abb. 1 und Fig. 1). Das eine Ende der Segeltuchbahn ist am Schiffsheck befestigt; das andere Ende schleppt im Propellerstrom nach und ist mit einem Widerstandskörper versehen, der durch Trossen (Brassen) an Bord des Schiffes zurückgeholt und reguliert wird.

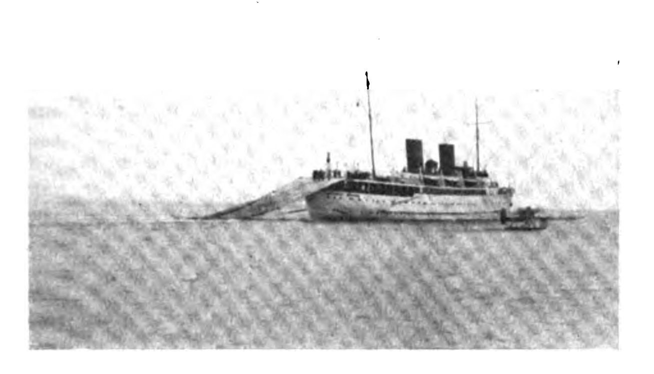


Abb. 1. D. »Roland« mit Staubahn.

Durch die Fahrt des Schiffes bildet sich vor dem Widerstandskörper, unterhalb der Bahn, ein Wasserstau (daher die Bezeichnung Staubahn) und hinter dem Widerstandskörper, im Lee der Bahn, ein Sog. Der Widerstandskörper fängt den Propellerstrom auf, spannt die Bahn und hält sie bei allen Stampfbewegungen des Schiffes im Seegang so straff, daß die Segeltuchbahn, den Wasserstau überdeckend, ein elastisches Polster für das Aufsetzen des Flugzeuges bildet. Der durch den Widerstandskörper mittels eines engmaschigen Netzes aufgefangene turbulente Propellerstrom wird durch die Maschen des Netzwerkes zerstört und in eine gerichtete Strömung umgewandelt, die hinter der Bahn ein langgestrecktes Lee zum Schutze des Seeflugzeuges bildet.

Die gespannte Staubahn ist unter einem Winkel von etwa 15° zur Wasserfläche geneigt und derart gespannt, daß nicht nur ein unbehinderter Verkehr auf dem Segel möglich ist sondern auch das Flugzeug selbst über die Bahn an Bord geholt werden kann. Das Segeltuch bildet eine Mittelbahn und zwei Seitenbahnen, welche als Schutzreelinge angeordnet sind. Die Mittelbahn ist durch Stahl-Liecken und Quer-Segelleisten, die auf der Unterseite des Segels liegen, versteift. Die Oberseite der Mittelbahn ist im Bereich des Stauwassers mit zwei Matten, die als Marken für das Ansteuern des Flugzeuges dienen, versehen und mit Fußleisten für den Passagierverkehr auf dem Segel ausgerüstet. Das Einholen und Aussetzen des Segels erfolgt mittels Rückholern (Gordings) wie beim Marssegel eines Segelschiffes.

Beim Aufnehmen eines Seeflugzeuges hat das Schiff Kurs gegen Wind zu halten. Das Flugzeug setzt im Lee des Segels (Fig. 2) auf das Wasser auf, rollt an das Segel heran und fährt mit beschleunigter Fahrt (gasgebend) auf das untere Ende der Staubahn elastisch und stoßfrei auf. Abb. 2 zeigt das Flugzeug im Moment des Aufsetzens auf die Staubahn; der Propeller des Flugzeuges arbeitet noch. Abb. 3 zeigt, wie die Passagiere über die Staubahn an Bord gehen.

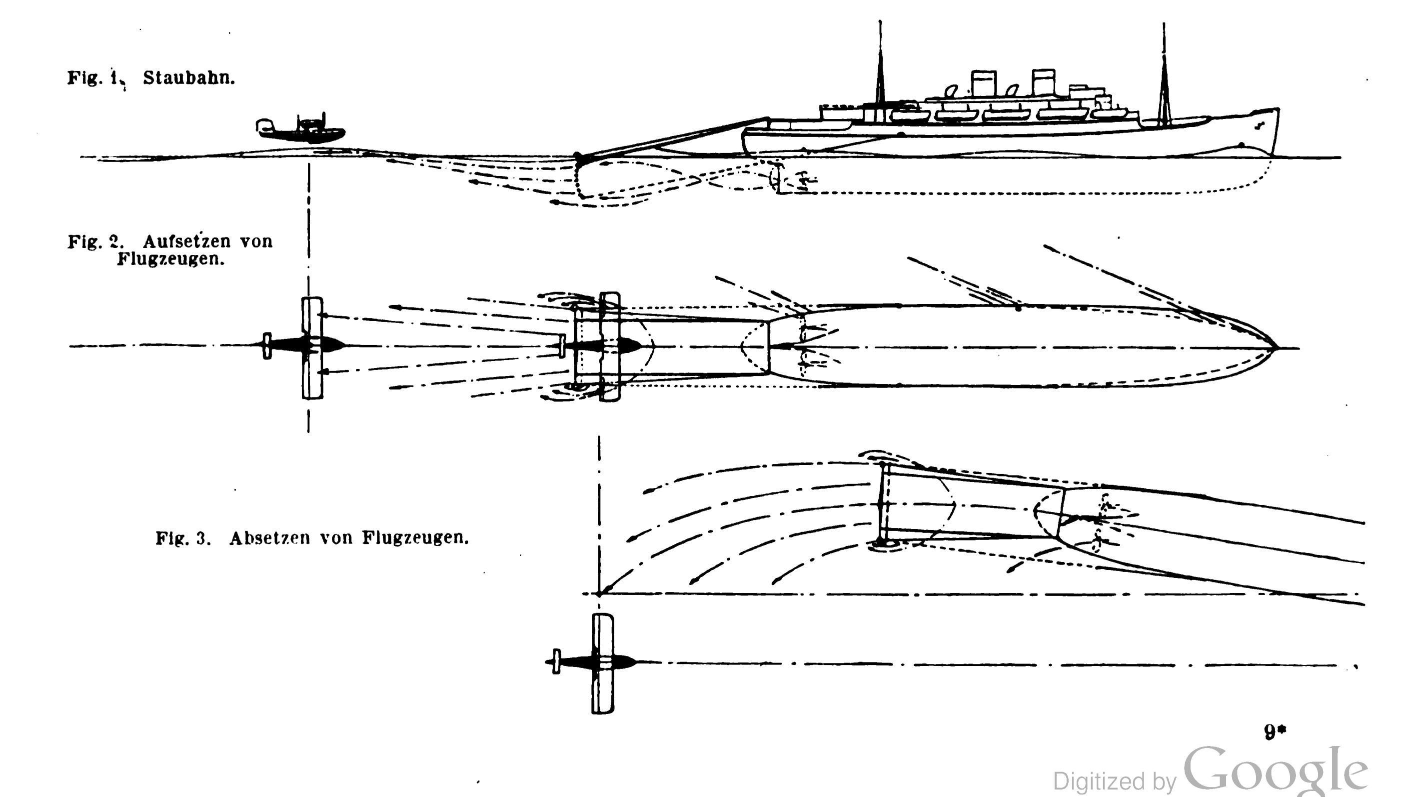


Fig. 1. Staubahn.

Fig. 2. Aufsetzen von Flugzeugen.

Fig. 3. Absetzen von Flugzeugen.

Das auf dem unteren Ende der Staubahn im Staubereich aufsitzende Flugzeug drückt durch seine Schwimmer das Segel ein, wodurch im Stauwasser, dem Gewicht des Flugzeuges entsprechend, eine Wasserverdrängung entsteht. Durch die Spannung des Segels wird beim Eindrücken

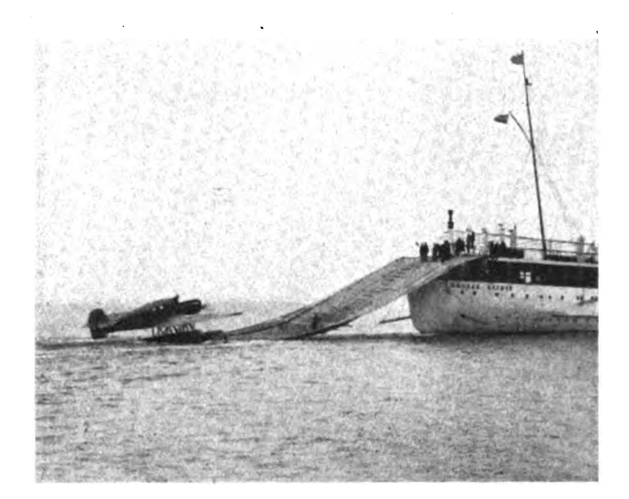


Abb. 2. Aufsetzen des Flugzeuges.

desselben ein Verdrängungsraum mit sehr großer Randlinie gebildet, deren Fläche für die statische Stabilität des aufsitzenden Flugzeuges maßgebend ist. Die dynamische Stabilität des Systems wird durch die Reeling gesichert.

Mittels einer Staubahn, bei der die Verdrängung und die Stabilität sichergestellt sind, ist es möglich, jedes Seeflugzeug, unabhängig von der Größe seines Eigengewichts, ob Flugboot oder Schwimmerflugzeug, auf See aufzunehmen und über die Bahn die Passagiere abzusetzen, die Besatzung auszuwechseln, die Motorbesichtigung vorzunehmen und zu tanken.

Beim Absetzen des Flugzeuges sackt durch die verminderte Fahrt des Schiffes das Segel ab, wodurch das auf der Staubahn befindliche Flugzeug horizontal aufschwimmt. Das Schiff fährt sofort nach dem Aufschwimmen des Flugzeuges Voll-Fahrt hart am Winde in einer schlanken Kurve (Fig. 3) weiter. Das Flugzeug bleibt hinter der Staubahn zurück und startet, das Lee des Segels und die Seite des Schiffes ausnutzend, genau gegen den Wind.

Die ersten praktischen Versuche wurden im Oktober 1928 mit dem Seebäderdampfer »Roland« in der Lübecker Bucht vorgenommen. Der Norddeutsche Lloyd hatte diesen Dampfer entgegenkommenderweise für die Versuche zur Verfügung gestellt.

Da das Heck des »Roland« nicht breit genug war, wurde der Dampfer mit einem provisorischen Heck-Aufbau

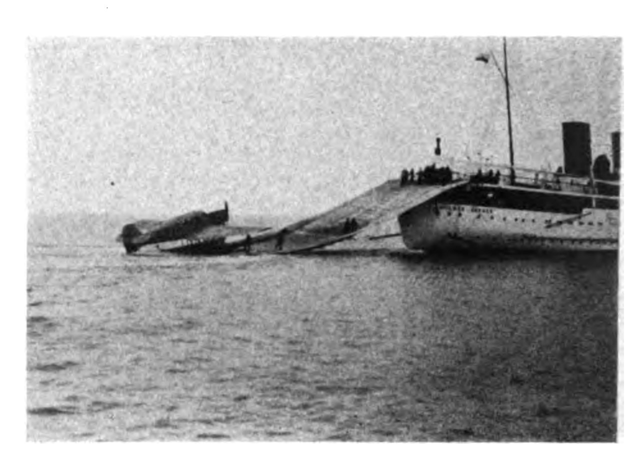


Abb. 3. Passagier-Verkehr auf der Staubahn.

versehen und mit einer Staubahn von 11 m Breite und 30 m Länge, ausgerüstet.

Das Resultat dieser sehr eingehenden Versuche war brauchbar:

Das Einholen und Aussetzen des Segels funktionierte seemännisch gut.

Die Manövrierfähigkeit des Schiffes mit der Staubahn war einwandfrei.

Die Geschwindigkeit des Schiffes wurde durch den Widerstandskörper um drei Knoten abgebremst (statt 11 Kn. ÷ 8 Kn. über Grund).

Das Aufnehmen und Absetzen des Flugzeuges wurde mehrere Male wiederholt und auch bei Seegang III bis IV durchgeführt. Das Lee wurde bei 8 Kn. Fahrt über Grund mit 50 bis 75 m Länge geschätzt.

Gewünscht wurde ein größeres Lee hinter der Staubahn sowie das Aufholen des Flugzeuges über die Bahn an Bord des Schiffes, was beim »Roland« der provisorischen Anlage wegen nicht durchgeführt werden konnte.

Das Lee hinter der Staubahn ist von der Schiffsgeschwindigkeit und von der Größe des Widerstandskörpers und von den hydrodynamischen Eigenschaften der Anlage abhängig. Unter dem Einfluß der stets ungleichmäßigen Wasserströmungen längs den Schiffsseiten hat die Staubahn das Bestreben, senkrecht zum Schiffskurs hin und her zu pendeln (gieren), und unter dem Einfluß des Propellerstromes zeigt der im Wasser nachgeschleppte Widerstandskörper starke Neigungen, sich zu verdrehen oder zu kanten. Diese Eigenarten wurden durch Schleppversuche in der Hamburgischen Schiffbau-Versuchsanstalt, unter Leitung des Herrn Dr. G. Kempf, mit freifahrenden Modellen im Seegang untersucht und die Abmessungen des günstigsten nicht gierenden oder kantenden Widerstandskörpers relativ zum Schiff fixiert.

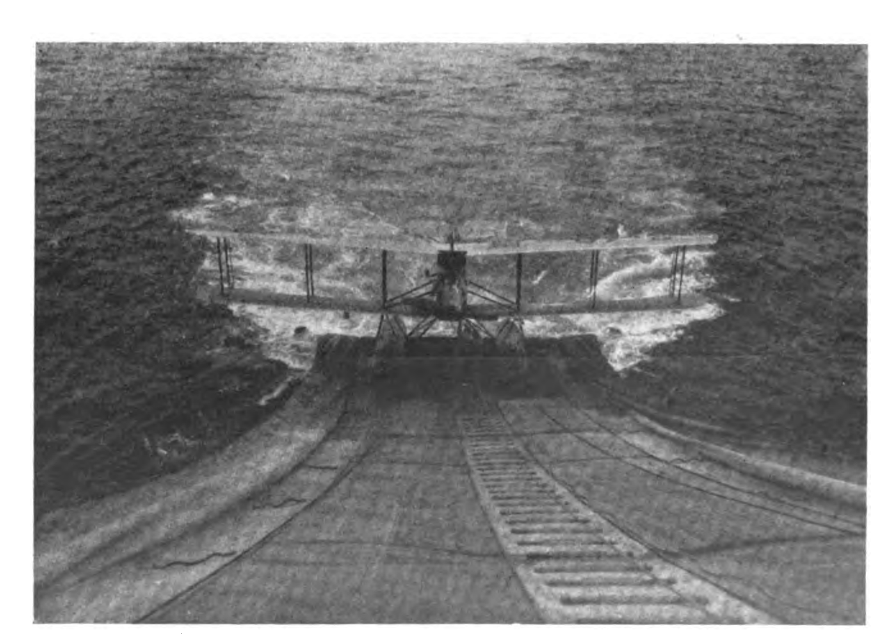


Abb. 4. D. »Lützow« — Lee hinter dem Segel.

Der Widerstandskörper mit seinem Netz formt nur einen Teil des turbulenten Propellerstromes in den nützlichen laminaren Strom um, der Rest strömt als turbulentes Wasser nach unten und nach den Seiten ab. Das nach unten abströmende Wasser be-



dingt, daß das Netz genügend tief angeordnet wird, damit der Unterstrom die laminare Strömung nicht zerstört. Das nach den Seiten abströmende Wasser bedingt einen möglichst breiten Widerstandskörper, denn je größer die Breite desto größer ist die Fläche des sich bildenden Lee-Dreiecks.

Die Erhöhung der Geschwindigkeit des Schiffes über Grund ergibt nur bei genügend tief angeordnetem Unterstrom ein langgestrecktes, gutes Lee.

Auf Grund dieser hydrodynamischen Ermittlungen wurde für den für weitere Versuche vom Norddeutschen Lloyd zur Verfügung gestellten Dampfer »Lützow« die Abmessung des Widerstandskörpers mit 11 × 3 m gegenüber »Roland« = 8 × 2 m festgelegt und das in Abb. 4 dargestellte Lee des »Lützow« bestätigte die Richtigkeit der Überlegungen.

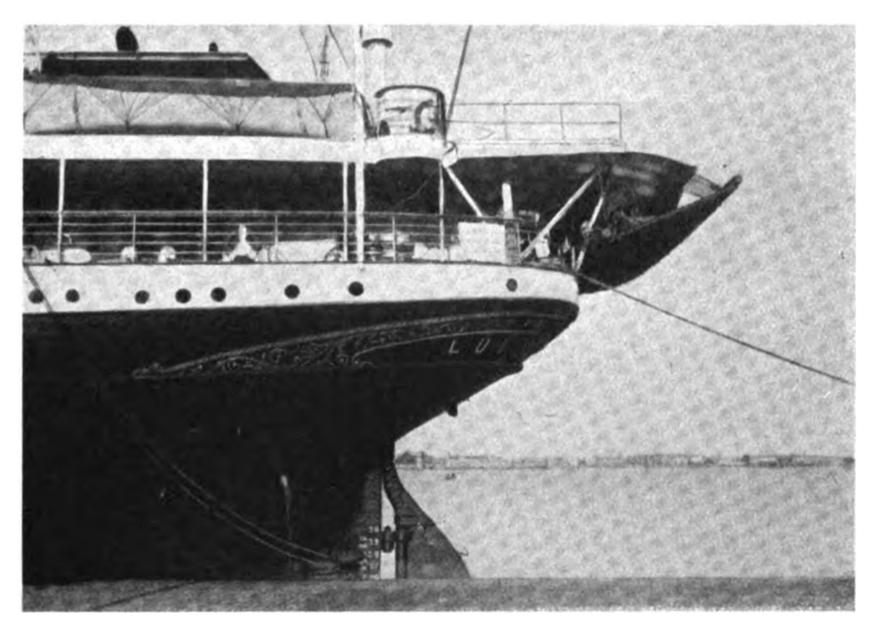


Abb. 5. Zusammengelegtes Segel D. »Lützow«.

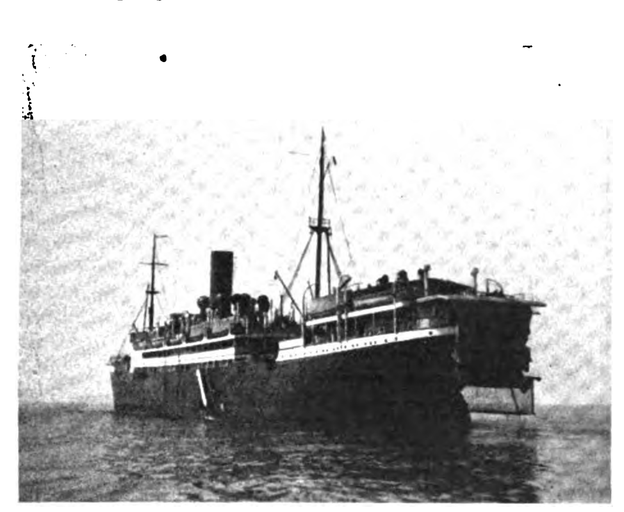


Abb. 6. Einholen des Segels D. »Lützow«.

Das Aufholen des Flugzeuges über die Bahn an Bord des »Lützow« erforderte den Einbau einer Plattform, die als Verlängerung des Heck-Bootsdecks ausgebildet wurde. Abb. 5 zeigt das zusammengelegte Segel nebst Plattform und Abb. 6 das Einholen des Segels mittels Gordings. Das Segel von 11 m Breite und 40 m Länge wurde wie das »Roland«-Segel ausgeführt, aber mit zwei Aufholbahnen von je 2 m Breite, die durch Stahl-Liecken versteift waren, versehen. Am unteren Ende der Aufholbahn wurden Tauwerkmatten zwecks Verstärkung des Segels und Unterbringung der Slipper angeordnet.

Die Slipper dienen zum Aufholen des Flugzeuges (Fig. 4) und sind als Bootskörper mit Spanten, Bodenwrangen und Außenhaut hergestellt. Ihr vorderer Teil von A bis B ist mit Segeltuch überspannt, der hintere Teil von B bis C wird in der Tasche, die sich zwischen der obenerwähnten Tauwerkmatte und dem Segel bildet, untergebracht. Das auf der Matte aufsitzende Flugzeug wird durch Fluten der Staubahn (d. h. Absacken der Bahn) direkt auf den Slipper

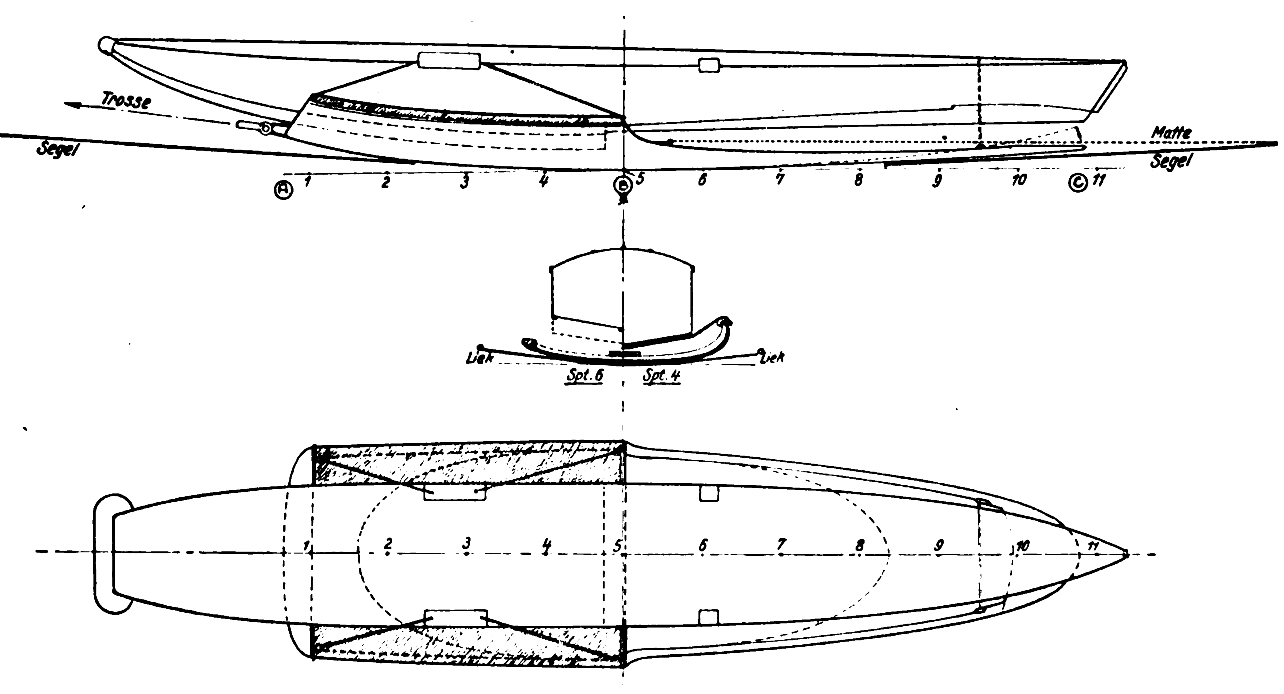


Fig. 4. Slipper D. »Lützow«.

geholt. Abb. 7 zeigt das Herablassen der Slipper über die Bahn, Abb. 8 das Unterbringen der Slipper unter die

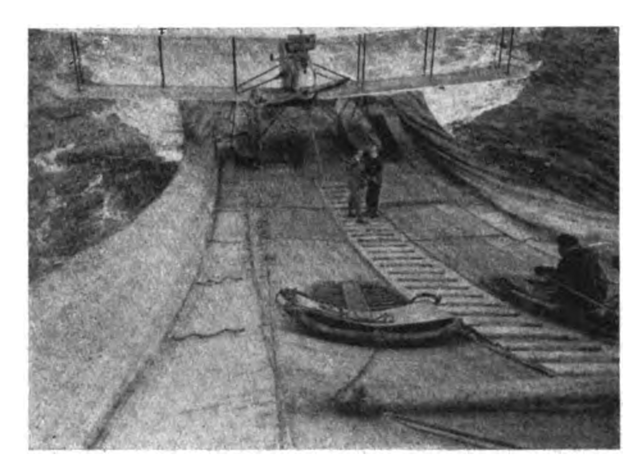


Abb. 7. Herablassen der Slipper.

Schwimmer des Flugzeuges und Abb. 9 das auf den Slippern aufsitzende und an Deck zu holende Flugzeug.

Für die Arbeiten des »Lützow« wurde im letzten Moment an Stelle der zugesagten Maschine (Junkers F 13 — Schwim-

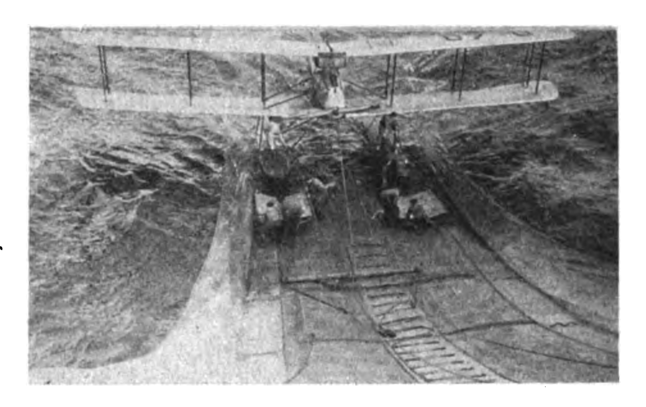


Abb. 8. Unterschieben der Slipper unter die Schwimmer.

merabstand 3 m) eine alte Friedrichshafener Maschine D 49 mit einem Schwimmerabstand von 3,8 m gestellt. Die Aufholbahnen waren aber für 3 m Schwimmerabstand angeordnet und konnten in der Kürze nicht verbreitert werden.

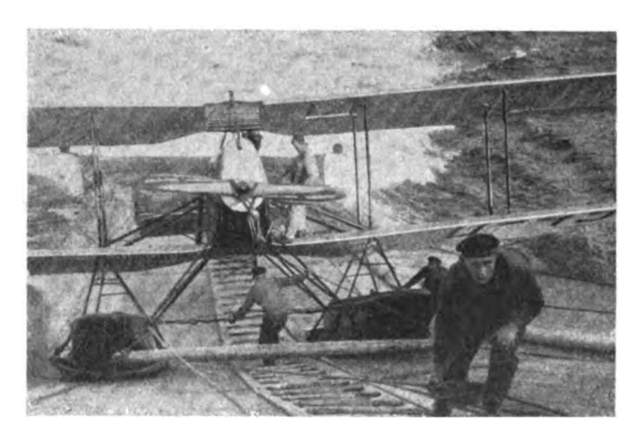


Abb. 9. Aufholen der Slipper mit Flugzeug.

Daher mußte die D 49 über die Liecken an Deck geholt werden. Abb. 10 zeigt das Aufholen des Flugzeuges. Abb. 11 zeigt das Flugzeug an Deck des Schiffes.

Das Herablassen des Flugzeuges über die Bahn erfolgte in gleicher Weise; das Fluten der Bahn sowie das Aufschwimmen des Flugzeuges zeigt Abb. 12.

Die »Lützow«-Arbeiten bestätigten einwandfrei das sichere Aufholen und Absetzen des Flugzeuges. Damit war neuen praktischen Aufgaben Platz geschaffen und es galt die Dünung im weiten Bereich außerhalb des Lees zu zerstören, sowie eine Möglichkeit des Zusammenarbeitens von Staubahn und Katapult zu schaffen.



Abb. 10. Flugzeug auf ½ der Bahn.

Die Dünung und der Seegang, die in der Fahrrichtung des Schiffes bei seinem Kurs gegen Wind anrollen, werden zuerst durch die Bugwelle, dann durch den Propeller bis auf den Schiffstiefgang und zuletzt durch das Netz des Widerstandskörpers zerstört und geebnet. Die seitlich zur Fahrrichtung des Schiffes in einem Winkel zum Seegang anrollende Dünung muß durch Schiffsmanöver zerstört werden. In Fig. 5 ist die Zerstörung der seitlichen Dünung für ein schnelles Kriegsschiff (10000 t und 25 Kn.) anhand des Deviationswinkels sowie des Drehkreises für den Systemschwerpunkt des Schiffes dargestellt. Der Weg des Schiffes ist unter Berücksichtigung, daß der Gesamtwiderstand durch die Staubahn nach Heck verlegt wird und beim Ruderlegen mit der Richtung der Längsachse des Schiffes einen Winkel bildet, konstruiert und eingetragen. Aus der

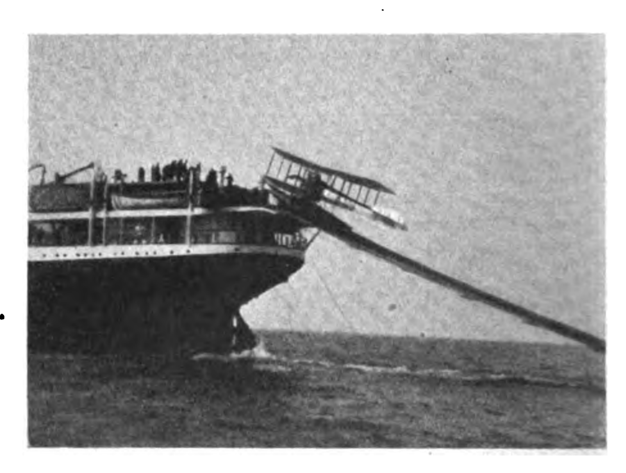


Abb. 11. Flugzeug an Deck.

Stellung *A* steuert das Schiff mit der Staubahn über Lage 1, 2, 3 beim Ruderlegen hart Steuerbord, nach der Lage 4, 5, 6 mit dem Ruder hart Backbord. Ist ein Aufsetzen des Flugzeuges erforderlich, so hält das Schiff Kurs gegen Wind (Stellung *B*), und ist das Starten des Flugzeuges erforderlich, so hält das Schiff Kurs hart am Winde (Stellung *C*). Die Schwerpunktskurve ist als ausgezogene Linie dargestellt. Der Bug des Schiffes muß, dem Deviationswinkel entsprechend, die Innenkurve —. .— und das Heck des Schiffes mit der Staubahn (nach außen gierend) die Außenkurve



—.— beschreiben. Die seitlich gezeichneten Kurvenbündel markieren nur das durch Bugwelle, Propeller und Netzbis auf den Schiffstiefgang aufgepflügte Feld, welches mehrere Minuten als Kielwasser erhalten bleibt und für den Start wie für das Aufsetzen des Seeflugzeuges ausgenutzt werden kann. Die theoretische Länge der Schwerpunktskurve von *A* bis *B* beträgt 600 m. Das Schiff läuft 25 Kn. und verliert durch Staubahn und Ruder 5 Kn., so daß die restliche Fahrt über Grund 20 Kn. = 10,28 m/sec beträgt und die Strecke von 600 m in ca. 60 sec = einer Minute zurückgelegt wird.

Diese Rudermanöver können mit gutem Erfolg nur bei schnellfahrenden Schiffen durchgeführt werden, während beim »Lützow« mit 12 Kn. Fahrt, abzüglich 4 Kn. für die Staubahn und 1,5 Kn. für das Ruderlegen, die Restgeschwindigkeit über Grund 6,5 Kn. = 3,3 m/sec, entsprechend einem Drittel der obenangeführten Geschwindigkeit betrug und nur die Brauchbarkeit dieser Rudermanöver (Abb. 13) praktisch bestätigt werden konnte.

Der Katapult am Heck des betreffenden Schnelldampfers angebracht ermöglicht ein wirtschaftliches Zusammenarbeiten zwischen Katapult und Staubahn.

Das auf der Staubahn aufsitzende Flugzeug wird zusammen mit einer Förder-Matte über Trossen, die am Heckmast befestigt sind von der Schiffswinde aufgeholt und kann, falls erforderlich, durch Absacken des Segels an Deck abgesetzt, oder ohne besondere Hilfsmittel direkt auf den Katapult Schlitten aufgesetzt werden.

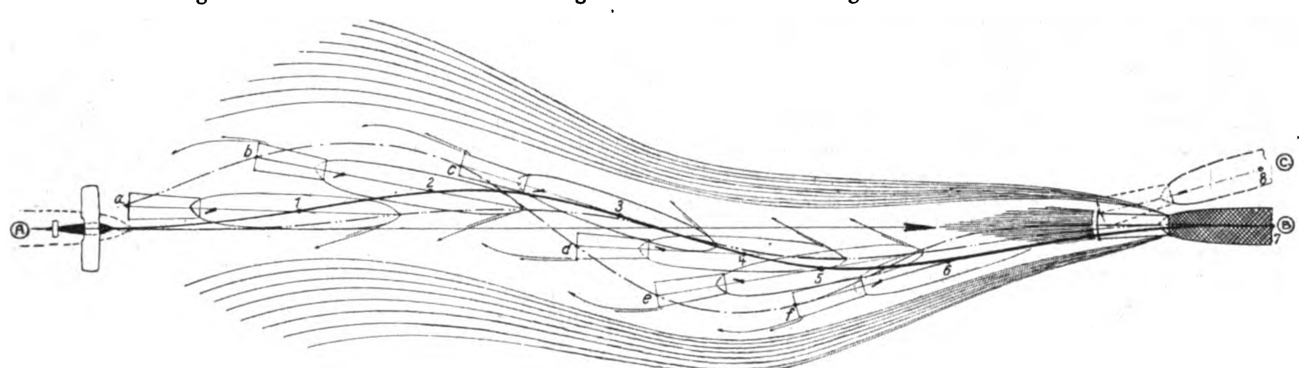


Fig. 5. Zerstörung der Dünung.

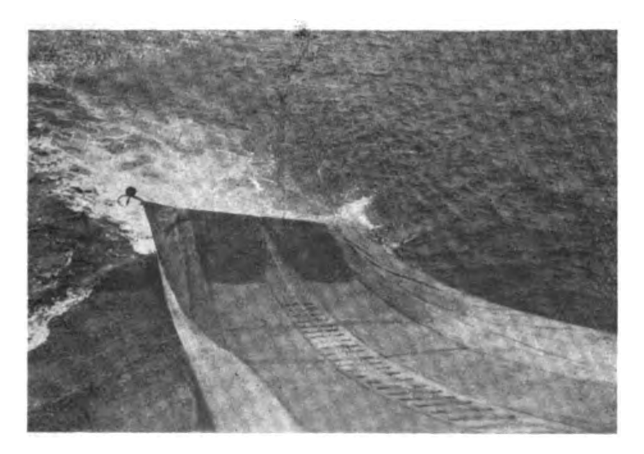


Abb. 13. Zerstörung der Dünung durch Ruder-Manöver D. »Lützow«.

Das Schiff braucht beim Aussetzen des Segels nicht abgestoppt zu werden und behält während der Manöverdauer seine um nur 2 bis 3 Kn. verminderte Fahrgeschwindigkeit bei. Ich bin überzeugt, daß das Zusammenarbeiten

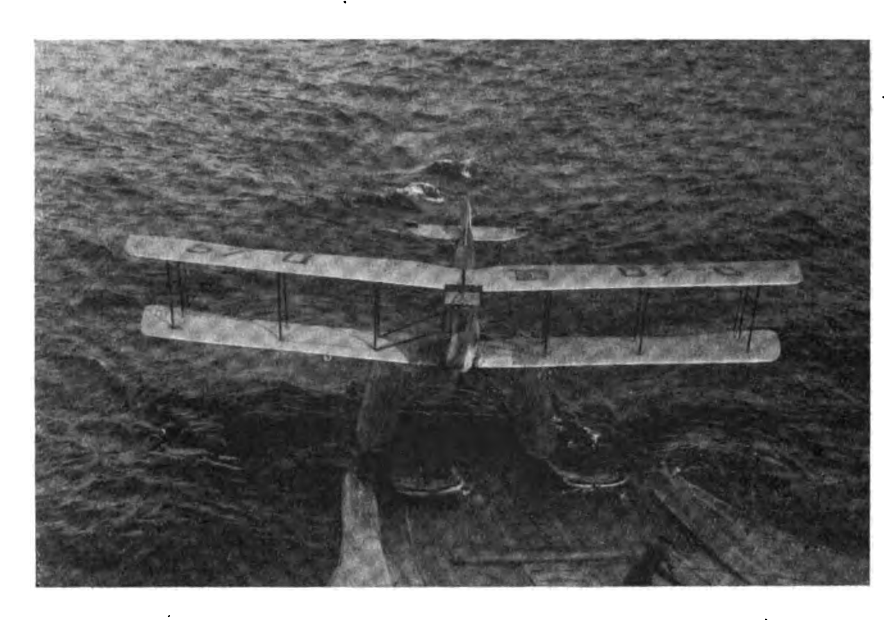


Abb. 12. Fluten der Bahn und Aufschwimmen des Flugzeuges.

von Staubahn und Katapult von weittragender Bedeutung ist.

Die **praktische Anwendung** der Staubahn in der Handelsmarine ermöglicht:

1. Post und Passagiere jedem fahrenden Schiff nachzusenden und im Zusammenarbeiten mit dem Katapult ein einfaches und sicheres Aufnehmen des Katapult-Flugzeugs an Bord,
2. die Bedienung mehrerer Schiffe einer Reederei mittels eines im Hafen stationierten Seeflugzeuges,
3. die Bedienung eines Küstengebiets mittels eines Seeflugzeugs, welches dem fahrenden Schiff auf See Post und Passagiere zubringt resp. vom Schiff abholt, ohne daß das Schiff hierbei aufgehalten wird,
4. die Bedienung der Passagiere auf Vergnügungsreisen wie Mittelmeer-, Orient- und Nordlandfahrten.

Die Anwendung der Staubahn auf Kriegsschiffen unter Herabsetzung der Schiffsgeschwindigkeit um nur 2 bis 3 Knoten ermöglicht:

1. schnelles und sicheres Erreichen jedes fahrenden Schiffes auf See und die Verbindung von Schiff zu Schiff mit einem Seeflugzeug,
2. das Absuchen eines Bereichs nach Minen, U-Booten, havarierten oder feindlichen Schiffen von jedem Kriegsschiff aus,

3. das Ausrüsten von Bombengeschwadern mit Bomben, das Auswechseln der Flugzeugbesatzung, Motorbesichtigung und tanken auf See,
4. allen Marinen die nichtzuunterschätzende Ersparnis der Baukosten der teuren und eines äußerst unzweckmäßigen Flugzeug-Mutterschiffe.

Genau vor einem Jahr, am 7. November, kehrte der Seebäderdampfer »Roland« mit der ersten erprobten Staubahn und dem Beweis daß diese billige und außerordentlich einfache Vorrichtung seemännisch und fliegerisch brauchbar ist nach Bremerhaven heim.

Ich möchte an dieser Stelle es nicht versäumen, der Direktion des Norddeutschen Lloyd für die mehrfache Zurverfügungstellung der Schiffe sowie allen Dienststellen, die flugtechnisch behilflich waren, für die tatkräftige und sachliche Unterstützung und Mitarbeit meinen aufrichtigsten Dank auszusprechen.

Aussprache:

Dr.-Ing. Kempf: Zu dem Vortrag von Herrn Kiwull Stellung zu nehmen, fühle ich mich um so mehr veranlaßt, als ich vor einem Jahr Gelegenheit hatte, auf dem Dampfer »Roland« vor Travemünde das Zusammenarbeiten von Schiff und Flugzeug auf der Staubahn zu beobachten, und ich kann nur sagen, daß dieses Zusammenarbeiten überraschend einfach und sicher war. Wenn im Bilde die Staubahn etwas unhandlich aussieht, so erwies sich in Wirklichkeit, daß sie innerhalb von etwa 3 Minuten betriebsfertig zu Wasser gebracht werden konnte.

Die Kiwullsche Konstruktion vereinigt zwei glückliche Gedanken, nämlich erstens die Ausnutzung des hinter dem Schiff sich bildenden Lees, des Kielwassers, und zweitens die Schaffung einer elastischen Verbindung zwischen der Oberfläche des Wassers und dem Schiffsdeck.

Die relativen Bewegungen zwischen der Wasseroberfläche und dem Schiff sind bekanntlich bei einigermaßen bewegter See derart, daß an ein Übernehmen eines Flugzeuges mit Krähnen nicht zu denken ist. Die Kiwullsche Staubahn schafft hierfür nun nicht nur ein elastisches Bindeglied, sondern, wie durch Modellversuche erwiesen wurde, dämpft auch stark die Bewegungen des Schiffes. Die Seiten der Staubahn erzeugen ferner ein Wirbelgitter im Wasser, welches das Eindringen von Wellen in den Totraum der Staubahn verhindert.

Ob indessen das Starten des Flugzeuges neben dem fahrenden Schiff entlang empfehlenswert ist, möchte ich wegen des vom Schiff erzeugten Bugwellensystems bezweifeln, aber das Niedergehen des Flugzeuges auf dem Wasser und sein Anbordnehmen ist meiner Überzeugung nach durch die Kiwullsche Methode der praktischen Lösung auch bei Seegang ein wesentliches Stück nähergekommen, und ich wünsche Herrn Kiwull, daß er bald die Genugtuung haben möge, seine Methode praktisch benutzt zu sehen.

Marinebaurat a. D. Weichardt: Meine Damen und Herren! Es liegt natürlich die Frage nahe, welche praktische Bedeutung kommt der Erfindung des Herrn Kiwull bereits heute zu. Ich möchte die Herren Flieger bitten, diese Frage selbst zu beantworten.

Wir haben zunächst die Kiwullsche Staubahn als wertvolle Ergänzung zum Katapult betrachtet. Wie Ihnen bekannt ist, hat der »Bremen«-Flieger neulich die amerikanische Küste nach dem Katapultieren angeflogen und ist dabei in Nebel geraten. Auf die Warnung der amerikanischen Signalstationen hin ist er dann umgekehrt, hat sich von der »Bremen« einpeilen lassen und ist, nachdem er die »Bremen« wiedergefunden, durch die vorhandene Übernahmevorrichtung wieder an Bord genommen worden.

Stellen Sie sich nun einmal vor, daß bei der Rückkehr des Fliegers schwerer Seegang herrscht. Ich will gar nicht erörtern, ob es dann möglich ist, das Ladegeschirr in das Flugzeug einzuhaken. Zum mindesten läuft der Flieger dabei Gefahr, daß sein Flugzeug an der Bordwand beim Hochhieven schwer beschädigt wird.

Besitzt das Schiff aber eine Kiwullsche Staubahn, so kann der Flieger auch bei Seegang mit einer Landemöglichkeit rechnen. Wir haben leider noch keine Gelegenheit gehabt, die Staubahn bei schwerem Wetter zu erproben. Ich will nun daher absolut nicht behaupten, daß etwa die Staubahn auch dann noch ein ausreichendes Lee ergibt, um ein Landen ohne jegliche Beschädigung der Schwimmer usw. zu ermöglichen. Aber wenn der Flieger die Wahl hat zwischen Wiederhineinfliegen in die Nebelbank, Zerschellen an der Bordwand oder einer eventuellen Beschädigung der Schwimmer beim Landen auf der Staubahn, dann wird er immer die Kiwullsche Staubahn sozusagen als Sprungtuch benutzen, genau wie der vom Feuertod Bedrohte in das Sprungtuch der Feuerwehr hineinspringt.

Wenn die Herren Flieger diese Ansicht teilen, d. h. daß sie dem Landen auf der Staubahn in obigem Falle den Vorzug geben, dann, meine Damen und Herren, hat die Staubahn bereits heute ihre Daseinsberechtigung erwiesen!

VIII. Vorführung von Filmstreifen der Focke-Wulf-Ente mit Erläuterungen.

Vorgetragen von H. Focke.

Es ist wohl nicht zu bezweifeln, daß die heute übliche allgemeine Flugzeugform — Haupttragflächen vorn, Leitwerk hinten — bewußt oder unbewußt dem Vorbilde der Natur, dem Vogel, entlehnt worden ist. Lebten wir in älteren geologischen Epochen, so hätten wir vielleicht die großen Flugsaurier mit ihrer Kopfsteuerung nachgeahmt. Aber schon in den Pionierzeiten der Flugtechnik, vor 20 bis 25 Jahren, finden wir Ansätze zur umgekehrten Vogelform — Haupttragflächen hinten, Leit- und Steuerorgane vorn —, die wir heute als Entenbauart bezeichnen. Wurde doch einer der ersten in Europa beurkundeten Flüge von Santos-Dumont auf einem Entendoppeldecker ausgeführt.

Auch die Anfänge der von meinem Werk 1926/27 konstruierten und gebauten Ente gehen bis in diese Zeiten zurück. — Im Jahre 1907 machten mein Bruder und ich eine Reihe von Versuchen mit kleinen frei fliegenden Modellen mit großer hinten liegender und kleiner vorn liegender

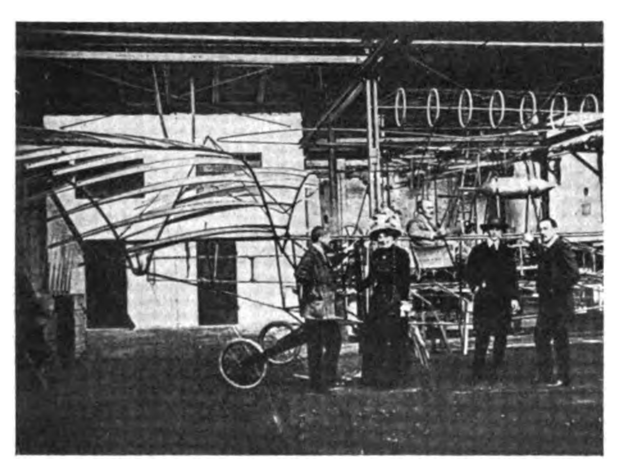


Abb. 1.

Tragfläche. Es wurde schon damals die Grundlage für die Längsstabilität der neuen Anordnung erkannt, nämlich die Anstellwinkel-Differenz zwischen dem kleinen Vorderflügel und dem größeren Hauptflügel, die daraus sich ergebende höhere Flächenbelastung des Vorderflügels und die notwendige Schwerpunktslage vor dem Hauptflügel.

Die Versuche führten im Jahre 1908 zum Bau eines Flugzeuges mit 40-PS-E.N.V.-Motor in dem damaligen Autogenschweißwerk von Herrn Rumpler in Lichtenberg. Dieses Flugzeug führte im September 1909 auf dem Bornstedter Felde bei Potsdam die ersten Versuche aus und machte damals unter Dr. Alberti und meinem Bruder Sprünge von etwa 40 m Länge und einigen Metern Höhe.

Die Fortführung der Versuche scheiterte an finanziellen Verhältnissen. Von späteren Entenbauarten sind am bekanntesten diejenigen von Herrn Professor Reißner 1911 und von Voisin in Frankreich etwa 1910. Besonders die Reißner-Ente hat bekanntlich Flüge ausgeführt, die für ihre Zeit als ganz hervorragend bezeichnet werden müssen. Die Maschinen der Brüder Wright und ähnliche kann man nicht als Entenbauarten gelten lassen, da ihnen das erwähnte Kennzeichen, die Längsstabilität durch Anstellwinkel- und Flächenbelastungsdifferenz, fehlte. Soweit man es verfolgen kann, sind leider die Entenbauarten meistens aus Gründen, die mit dem Entenprinzip selbst gar nichts zu tun haben, der Vergessenheit anheimgefallen.

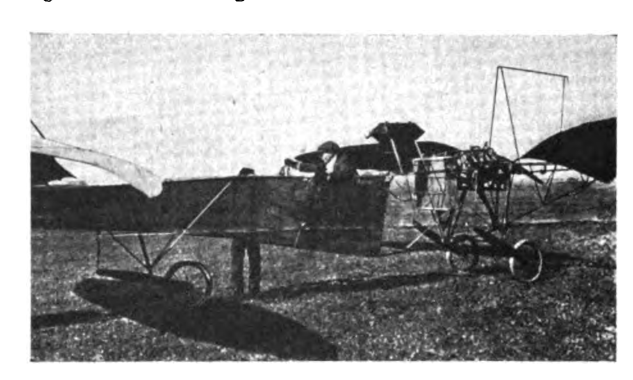


Abb. 2.

Nach dem Kriege ist trotz der gewaltigen Fortschritte in der theoretischen und praktischen Aerodynamik kaum wieder irgendwo ein ernsthafter Versuch einer Ente aufgetaucht bis zum Jahre 1925, wo die Focke-Wulf Flugzeugbau A.-G. der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt den Bau eines Entenflugzeuges vorschlug, das 1926 bestellt und nach eingehenden aerodynamischen Vorstudien in Göttingen gebaut wurde.

Das Ergebnis dieser Vorarbeiten und die endgültige Ausführung des Flugzeuges ersehen Sie aus dem folgenden Bild 3.

Der Hauptflügel ist ein normaler freitragender Sperrholzflügel mit Stoffbespannung, wie die Focke-Wulf-Werke ihn seit Jahren bei ihren Verkehrsflugzeugen verwendet. Auch die Querruder an den Flügelenden und ihre Betätigung sind durchaus normal. Der Hauptflügel sitzt auf einem weit nach



Abb. 3.

vorn ragenden Rumpf in Sperrholzbauart, der vorn auf dem schmalen, mit Hals bezeichneten Teil den um die Flugzeuglängsachse schwenkbaren Vorderflügel trägt. Auf dem Rumpfende bzw. auf dem Hauptflügel sitzt die große Kielflosse, die zur Erhaltung der Kursstabilität wegen ihres verhältnismäßig geringen Abstandes vom Schwerpunkt notwendig ist, und daran anschließend das gewöhnliche Seitenruder.

Die Höhensteuerung bewirken zwei an den trapezförmigen Vorderflügel sich anschließende schmale Ruder, die mit Spaltwirkung arbeiten und durch Rückverlegung der Ruderachse ausgeglichen sind. (Abb. 4.)



Abb. 4.

Etwa auf der Hälfte der Länge zwischen Vorder- und Hauptflügel senkt sich der Rumpf ziemlich plötzlich abgerundet bis auf $^2/_3$ seiner Höhe herab; in dieser Abrundung liegt der Ausschnitt für den Führer. Hinter dem Führer liegt die Kabine für 3 Fluggäste.

Unter dem Hauptflügel sind rechts und links vom Rumpf die beiden 80-PS-Siemens-Motore (Sh 11) aufgehängt und mit stromlinienförmiger Verkleidung versehen. Die Brennstoffbehälter liegen in der Flügelnase, die Ölbehälter über den Motorgondeln. (Abb. 5.)



Abb. 5.

Das Fahrgestell mit geteilter Achse ist nach den Motorgondeln abgestrebt, in denen hinter dem Brandschott die Abfederung liegt.

Das Vorderrad liegt fast im Rumpf eingekapselt zwischen Führersitz und Vorderflügel etwa 4 m vor dem Schwerpunkt. Es ist in normaler Weise mit Gummizügen abgefedert.

Die Spannweite des Hauptflügels beträgt 14 m, seine Fläche 29,5 m². Der Vorderflügel besitzt bei 5 m Spannweite 6 m² Fläche einschließlich der Höhenruder. Die Gesamtlänge des Flugzeuges ist 10,5 m, das Rüstgewicht war nach endgültiger Wägung 1155 kg. Vorgesehen waren 400 kg Nutzlast, so daß ein Fluggewicht von 1555 kg zustandegekommen wäre. Infolge des Unfalls sind s. Z. Flüge mit der vollen Last nicht mehr ausgeführt worden. An Leistungen waren aus den Windkanalversuchen mit den beiden 80-PS-Siemens-Motoren (Sh 11) errechnet worden 138 km pro Std. Höchstgeschwindigkeit und eine Steigfähigkeit von 12 Min. für 1000 m Höhe. Exakte Messungen lagen noch nicht vor, doch dürfte die Steigfähigkeit mindestens erreicht, die Höchstgeschwindigkeit sogar überschritten worden sein.

Die Steuerbetätigung am Führersitz ist für Höhenruder, Querruder und Seitenruder die vollständig normale. Hinter dem Handrad der Quersteuerung lag ein weiteres Handrad, das nach Ausrücken einer Arretierung dem Führer die Querneigung des Vorderflügels und seine Feststellung in jeder Lage bis zu 10° Seitenneigung gestattete.

Fragen wir uns nun, meine Damen und Herren, aus welchem Grunde der Übergang zu einer gänzlich anderen Flugzeugform, als wir sie heute kennen, wünschenswert erscheinen könnte! Wenn wir uns diese Frage vorlegen, müssen wir uns natürlich in erster Linie von der Gewohnheit freimachen, die gewissermaßen der tägliche Umgang im Gebrauch der heutigen Flugzeuge mit sich bringt. Manches, was man bei unbefangener Beurteilung des heutigen Flugzeugtyps als einen Mangel empfände, bemerken wir heute nicht mehr, weil wir mit diesem Mangel täglich vertraut sind und seine Folgen in Kauf nehmen.

Die heutige allgemeine Flugzeugform hat bekanntlich die Haupttragflächen vorn, die Leitorgane hinten. Die erste Folge dieser Formgebung ist die Lage des Schwerpunktes in der Nähe der Haupttragfläche, da das Leitwerk sich nicht an der Auftriebserzeugung beteiligt. Um das Flugzeug am Boden zu unterstützen und trotzdem die Möglichkeit zu gewährleisten, am Boden mittels der Höhenruder dem Flugzeug wechselnde Längsneigungen zu geben, müssen auch die Räder dem Schwerpunkt nahe liegen.

Aus dieser Gesamtanordnung folgt ohne weiteres die bekannte und unangenehme Gefahrmöglichkeit des Überschlagens am Boden beim Auftreffen der Räder auf selbst verhältnismäßig kleine Bodenunebenheiten. Wenn es möglich wäre, am Boden für das Flugzeug einen weiteren, in größerer Entfernung vor dem Schwerpunkt liegenden Unterstützungspunkt zu schaffen, ohne dadurch die Möglichkeit der zum Start notwendigen Längsneigungsänderung zu unterbinden, so würde damit die ständige Gefahr des Überschlages nahezu ausgeschlossen.

Diese Möglichkeit bietet uns die Entenbauart. Dadurch, daß bei der Entenbauart die Haupttragfläche weit hinten liegt, das Leitwerk dagegen vorn, und dadurch, daß dieses Leitwerk stark an der Auftriebserzeugung beteiligt ist, ergibt sich eine Schwerpunktslage etwas vor der Haupttragfläche, aber immerhin in rd. $^2/_3$ der Gesamtlänge des Flugzeuges von vorn gerechnet. Das Flugzeug kann also vorn einen weiteren Unterstützungspunkt, also ein weiteres Rad erhalten, das viele Meter vor dem Schwerpunkt liegt und so einen Überschlag vollkommen ausschließt. Das ist einer der Punkte, der dafür spricht, die heutige Flugzeugbauart zu verlassen und die Entwicklung des Entenflugzeuges zu versuchen.

Es lassen sich aber noch weitere Gesichtspunkte für die Entenbauart ins Feld führen.

Bekanntlich ist es heute noch eine der größten Gefahren des Fluges überhaupt, daß es mittels der normalen Höhensteuerung möglich ist, den Flügel in eine Lage zu bringen, die zum Abreißen der Strömung an ihm und dadurch in den meisten Fällen zum Verlust der Querstabilität und Quersteuerbarkeit führt: Der bekannte Vorgang des Überziehens. Viele Mittel hiergegen sind vorgeschlagen und in tatsächlicher Anwendung. Das grundsätzlichste Mittel, die normale Wirksamkeit der Höhensteuerung an dem Punkte zum Verschwinden zu bringen, an dem die Haupttragfläche ihren kritischen Anstellwinkel erreicht, ist bisher nicht benutzt und m. W. auch nicht versucht worden. Auch hier bietet die Entenbauart durch ihre aerodynamische Gestaltung selbst dieses Mittel ganz natürlicherweise dar. Wie schon gesagt, muß man zur Erhaltung der Längsstabilität bei der Entenbauart dem Leitwerk, das wir hier wegen seiner tragenden Eigenschaften als Vorderflügel bezeichnen möchten, einen größeren Anstellwinkel und damit einen höheren spezifischen Auftrieb geben als dem hinten liegenden Hauptflügel. Der Hauptflügel ist aber auch bei der Entenbauart Träger der Querstabilität und der Quersteuerung, während hierfür der kleinere Vorderflügel mit der geringen Spannweite nicht in Betracht kommt. Beim Beginn eines Überziehens reißt

zunächst die Strömung des steiler angestellten Vorderflügels ab, während sie am Hauptflügel noch ungestört bleibt. Auf diese einfache und im Wesen der Entenbauart liegenden Weise kann also niemals ein Verlust der Querstabilität und der Quersteuerbarkeit eintreten. Wird also ein Entenflugzeug bis an die Grenze des Auftriebs des Vorderflügels gezogen, so reißt allein der Vorderflügel ab, infolgedessen vermindert sich die Längsneigung so lange, bis die Strömung wieder zum Anliegen kommt, worauf, wenn die Stellung der Höhensteuer unverändert geblieben ist, der Vorderflügel sich wieder hebt und so fort, d. h., das Entenflugzeug führt bei krampfhaft gezogenem Höhenruder lediglich einen Wellenflug aus, ohne eine Störung der Querstabilität zu erleiden. — Beim heutigen Schwanzflugzeug gelingt es dagegen nicht, die Höhenruderwirkung an der Gefahrgrenze plötzlich zu Null werden zu lassen, wenn sie für den Normalflugbereich genügen soll. Auch hier zeigt sich also eine grundsätzliche Überlegenheit der Entenbauart. Unüberschlagbarkeit am Boden und Unüberziehbarkeit in der Luft sind die beiden wichtigsten und grundsätzlichen Vorteile, die uns die Entenbauart für die Zukunft verspricht.

Eine ganze Anzahl kleinerer Vorteile lassen sich aber noch der Entenbauart abgewinnen. Aus der Unmöglichkeit des Überschlagens folgt sofort, daß man ein Entenflugzeug mit derselben Intensität wie etwa einen Kraftwagen am Boden bremsen darf, ohne eine Gefahr befürchten zu müssen. Für die Auslaufverkürzung erscheint dieses Moment außerordentlich wesentlich.

Ferner sind beim Entenflugzeug die Sichtverhältnisse für Führer und Fluggäste deshalb so außerordentlich viel günstiger, weil der Schwerpunkt und damit der Aufenthaltsraum der Insassen aus dem Bereich großer Tragflächen fort und vor den hinten liegenden Hauptflügel rückt. Daß der Vorderflügel im Gesichtsfeld des Führers liegt, kann bei einigermaßen geschickter Anordnung kaum als ein Nachteil empfunden werden, im Gegenteil erleichtert bekanntlich insbesondere dem Anfänger ein weit vor ihm liegender Flugzeugteil sehr wesentlich die Erhaltung der richtigen Lage des Flugzeuges in der Luft.

Ein weiterer Vorzug ergibt sich in bezug auf den Propellerwirkungsgrad. Bei der Entenbauart ist es möglich, die Propeller so anzuordnen, daß sie völlig frei ausblasen, nämlich hinter dem Hauptflügel. Auch Leitwerk und Rumpfteile werden dann nicht mehr vom Propellerstrahl bestrichen. Wenn dieser Vorteil bei der Focke-Wulf-Ente noch nicht in vollem Maße ausgenutzt war, indem Motor und Propeller vor dem Hauptflügel lagen, so ist dies nur in der Erwägung geschehen, daß die Anordnung von Übertragungswellen eine weitere Komplikation bedeutet hätte, die bei einem im übrigen so neuen Flugzeugmuster ungünstig erschien.

Auf diese Weise wurde aber der beim heutigen Normaltyp ohne künstliche Hilfsmittel nicht erreichbare Vorteil gewonnen, daß die Propeller ohne weiteres durch ihre Lage vor Bodenberührung absolut geschützt sind.

Ein weiterer kleiner, aber eigenartiger Gewinn läßt sich bei zweimotorigen Entenflugzeugen dadurch erzielen, daß man die Propellerachsen für die wichtigsten Fluglagen in den Kern der vom Vorderflügel ausgehenden Randwirbel legt und die Propeller entgegengesetzt dem Drehsinn der Randwirbel umlaufen läßt. Bei richtiger Wahl der Verhältnisse kann man so einen Teil der von den Randwirbeln nach hinten fortgetragenen Energie wiedergewinnen, indem der Propellerstrahl drehungsfrei austritt. Die Randwirbel bilden förmlich einen Leitapparat für die Propeller.

Schließlich kann man noch zugunsten der Entenbauart anführen, daß die Personen einen im Flugzeug weit hinten liegenden Platz einnehmen, so daß ein weitgehenderer Schutz bei Unfällen gewährleistet ist, indem zunächst die vorderen Flugzeugteile beim Anprall an Hindernisse u. dgl. zerstört werden. Allerdings darf man dann nicht schwere Massen, also z. B. Triebwerke im Rumpf noch hinter den Insassen anbringen, da hierdurch die Gefahr nur vermehrt anstatt vermindert würde. Bei der Focke-Wulf-Ente ist durch die zweimotorige Anordnung und die Verlegung der Triebwerke in den Flügel diesem Umstand Rechnung getragen.

Vergleicht man schließlich noch die Flugwirtschaftlichkeit des heutigen Normaltyps mit dem der Ente, so kann man sagen, daß sie sich bereits heute praktisch gleich stehen. Hat doch die Focke-Wulf-Ente eine maximale Gleitzahl von 1:10 bereits nach den Windkanalmessungen und dürfte in Wahrheit noch etwas günstiger liegen. Für ein zweimotoriges Flugzeug dieser Größe würde ein solcher Wert auch beim heutigen Normaltyp als gut zu bezeichnen sein.

Eine weitere interessante Eigenart des Entenmusters bietet sich für die Erzielung größerer Seitenmomente, die sich durch das gewöhnliche Seitenruder nicht mehr würden hervorbringen lassen. Die hauptsächlichste praktische Anwendung größerer Seitenmomente kommt vor beim Ausfall des oder der Motore mehrmotoriger Flugzeuge auf einer Seite. Es ist wohl möglich, innerhalb begrenzter Flugzustände auch mit dem heutigen Normaltyp und der heutigen Seitensteuerung in geschickt angeordneten mehrmotorigen Flugzeugen den Ausfall der Seitenmotore auszugleichen. Der große Nachteil ist dann nur, daß die weitere Wirksamkeit des Seitenruders nach der bereits ausgeschlagenen Seite sehr beschränkt ist. Verstellbare Kielflossen bedürfen zur genügenden Wirksamkeit bekanntlich einer beträchtlichen Größe und, was der Hauptnachteil dieser Anordnung ist, das weit ausgeschlagene Seitenruder oder die weit ausgeschlagene Kielflosse bietet gerade dann einen großen Mehrwiderstand und damit einen großen Leistungsverlust, wenn der Leistungsüberschuß infolge Ausfalls von Motoren knapp geworden ist. Bei der Ente nun liefert der weit vor dem Schwerpunkt liegende Vorderflügel, wie gesagt, einen großen Teil des Auftriebes und es ist daher leicht möglich, durch Querneigen des Vorderflügels eine kräftige Seitenkomponente an der Spitze des Flugzeuges zu erzielen. Ist beispielsweise eine bestimmte Querneigung bei nur einem laufenden Motor eingestellt, so kann der Führer die übliche hinten liegende Seitensteuerung nach beiden Seiten in vollem Maße unbeschränkt gebrauchen. Das Flugzeug fliegt sich, von der Abnahme der Motorleistung abgesehen, trotz des einseitig ziehenden Propellers genau so, als arbeiteten beide Motore. Dabei ist als wichtigstes Moment noch hervorzuheben, daß die Querneigung des Vorderflügels so gut wie keinen Mehrwiderstand erzeugt. Trotz dieser einleuchtenden Vorteile und obgleich die praktischen Versuche mit der ersten Focke-Wulf-Ente die volle Wirksamkeit der geschilderten Einrichtung erwiesen, muß vorläufig vor einer Anwendung gewarnt werden aus nachher zu besprechenden Gründen.

Haben wir bisher die Vorzüge der Entenbauart hervorgehoben, so dürfen wir bei einer gerechten Abwägung die Nachteile nicht vergessen.

Der erste und grundsätzlichste Nachteil der Ente liegt in dem ungünstigen Einfluß des Rumpfes auf die Längs- und Kursstabilität. Beim heutigen Normaltyp ist wohl im allgemeinen der Rumpf in bezug auf Stabilisierung im großen und ganzen neutral. Unsere Stabilitätsrechnungen ohne den Rumpf stimmen annähernd. Nicht so bei der Ente. Der stark labilisierende Einfluß des weit nach vorn ragenden Rumpfes muß kompensiert werden. Die Schränkung zwischen Vorder- und Hauptflügel muß größer sein, als sie ohne den Rumpf nötig wäre für die Längsstabilität, und für die Kursstabilität bedürfen wir der auffallend großen Kielflosse.

Ferner ist der Rumpf der Ente höher beansprucht infolge der veränderten Lastverteilung am Boden sowohl wie im Fluge. Schließlich ist es schwer vermeidbar, daß Konstruktionsteile in den Propellerebenen liegen. Bei der Focke-Wulf-Ente mußten z. B. deswegen die Rumpfholme im Bereich des Gepäckraumes gepanzert werden.

Eine erhebliche Auswirkung haben alle diese Nachteile bei der Focke-Wulf-Ente nicht ergeben, denn man kann das Rüstgewicht von 1155 kg für ein solches zweimotoriges Flugzeug bei den damals geforderten hohen Festigkeiten — A-Fall 6fach — als normal ansehen.

Gestatten Sie, daß ich Ihnen noch kurz über die aerodynamischen Vorarbeiten berichte.

Es war von vornherein klar, daß ein so neues Problem nur auf Grund sehr eingehender Windkanaluntersuchungen erfolgreich in Angriff genommen werden konnte. Insbesondere die Stabilitätseigenschaften mußten gründlich erforscht werden, wenn mit einem Erfolg und einer möglichst gefahrlosen Erprobung gerechnet werden sollte. Als erste Frage war die der Längsstabilität zu untersuchen. Es ist bekannt, daß sie bei der Entenbauart verhältnismäßig leicht zu erreichen ist, doch mußte gleichzeitig die damit in Zusammenhang stehende Frage der Höhensteuerbarkeit untersucht werden, auch im Hinblick darauf, daß die angestrebte Unüberziehbarkeit, d. h. das Aufhören der Ruderwirkung in der Gegend des Auftriebsmaximums, erzielt würde. Schwieriger zu erzielen war die Kursstabilität. Es bedurfte umfangreicher Versuche, um die genügende Größe und Form des Seitenleitwerks zu ermitteln. Auch hier mußte man sich vergewissern, daß die Kursstabilität bis in die Nähe des Auftriebsmaximums erhalten blieb. Eine Untersuchung der Querstabilität war nicht notwendig, da sie praktisch nur von den bekannten Eigenschaften des Hauptflügels abhängen kann, der hochgradig querstabil war.

Auch über eine genügende Seitenruderwirkung wollten wir uns vergewissern. Sie wurde wider Erwarten als leicht erreichbar festgestellt. Sehr eingehend wurde natürlich auch die Wirkung der Querneigung des Vorderflügels auf das Seitenmoment untersucht, da hier völlig neue Verhältnisse vorlagen. Auch wiederum gegen die Erwartung zeigte sich so gut wie kein Einfluß der Querneigung des Vorderflügels auf die Kursstabilität. Er erzeugt lediglich ein mit der Neigung fast genau linear anwachsendes Seitenmoment, wie es entsprechend der Neigung der Luftkraftresultierenden zu erwarten war. Es ist wohl selbstverständlich, daß diese Versuche nicht so glatt und übersichtlich verliefen, wie sie hier zusammenfassend geschildert werden. Viele Irrwege mußten gegangen werden und unzählige Abänderungen waren notwendig, bis die Eigenschaften des Modells in allen Punkten befriedigten, lagen doch fast gar keine Erfahrungen über die aerodynamischen Eigenschaften von Entenbauarten vor und waren doch vorher fast keine Entenbauarten nach modernen Gesichtspunkten im Windkanal untersucht worden. Insgesamt fast 5 Monate lang hat der große Göttinger Kanal diesen Untersuchungen gedient, abgesehen von den vorbereitenden Rechnungen und Versuchen. Ich möchte nicht versäumen, auch an dieser Stelle allen Göttinger Herren mit Herrn Professor Prandtl an der Spitze für das außerordentliche Interesse und die jederzeit hilfsbereite Unterstützung der Versuche zu danken.

Im Spätsommer 1927 stand das Flugzeug zur Erprobung bereit. Es mußte jedoch lange auf eine Windrichtung gewartet werden, die einen Start in der größten Längenausdehnung des Bremer Flugplatzes und damit die Ausprobierung der Steuerwirkung während der ersten 10 bis 20 s eines Geradeausfluges dicht über dem Boden gestattete.

Am 2. September 1927 konnte mein Mitarbeiter Wulf zum erstenmal das Flugzeug versuchen. Der Start sah vollständig normal aus, wie Sie es nachher im Bilde auch sehen werden. Es erhob sich nach Erreichung von etwa 80 km Geschwindigkeit zunächst der Vorderflügel und gleich darauf hob sich das Hauptfahrgestell ab. Nachdem Wulf die Steuerwirkung und richtige Lage in der Luft dicht über dem Boden versucht hatte, stieg er zunächst langsam, dann stärker, kurvte im großen Bogen und überflog schon in 250 m Höhe die Abflugstelle Hier ließ er, um die Stabilität den unten Stehenden zu zeigen, alle Steuer für mehrere Sekunden los, überflog die südlichen Vorstädte von Bremen in 2 bis 300 m Höhe und landete nach 10 Minuten, wobei in erwarteter Weise auf Durchziehen des Höhensteuers zunächst die Hinterräder, darauf nach kurzem Rollen und Herabsinken des Vorderflügels auch das Vorderrad aufsetzte. Nach Wulfs Angaben verhielt sich das Flugzeug in der Luft in jeder Beziehung vollkommen einwandfrei und zeigte Stabilität um alle drei Achsen. Auffallend war lediglich die außerordentlich kräftige Höhenruderwirkung, die gegenüber dem normalen Schwanzflugzeug zunächst ungewohnt war. Irgendwelche Änderungen nach dem Einfliegen waren nicht notwendig, und die Übereinstimmung mit den Modellversuchen ging bis zu einzelnen Graden der Höhenruderstellung.

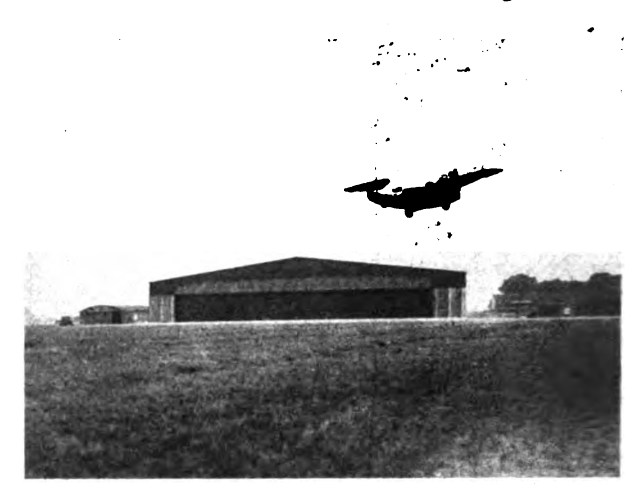


Abb. 6.

Im Laufe des Septembers wurde das Flugzeug von der D.V.L. übernommen und noch eine Anzahl von Flügen ausgeführt, von denen Sie einige nachher im Film sehen werden. Auch wurde die Querneigung des Vorderflügels von Wulf zunächst in großer Höhe ausprobiert und festgestellt, daß ihre Wirkung in jeder Beziehung den Vorausberechnungen entsprach. Wie vorausbestimmt, konnte man mit etwa 9° Querneigung des Vorderflügels und in Mittelstellung befindlichem Seitenruder das Flugzeug ohne jeden Steuerdruck geradeausfliegen, wobei es lediglich infolge des erklärlicherweise nicht ausreichenden Kraftüberschusses des 80-PS-Motors langsam an Höhe verlor. Bei einem Versuch, das Fliegen mit nur einem Motor auch in geringerer Höhe vorzuführen, ereignete sich dann am 29. September 1927 der tötliche Unfall Wulfs, indem das Flugzeug plötzlich mit stark abwärts geneigter Nase zwei wie Trudeln aussehende vollständige Drehbewegungen nach derjenigen Seite ausführte, nach der der Vorderflügel geneigt war. Es gelang Wulf zwar, die Drehbewegung anscheinend durch Wiederherstellung der waagrechten Lage des Vorderflügels aufzuhalten, doch konnte das darauffolgende notwendige Abfangen aus der steilen Längslage bis zum Boden nicht mehr erreicht werden. Das Flugzeug muß im Durchsacken beim Versuch des schnellen Wiederaufrichtens aufgeprallt sein, da beim Beginn der Drehbewegung nur noch 70 m Höhe zur Verfügung standen. Aus dem Befund des Flugzeuges konnten alle anderen Unfallursachen so weit ausgeschlossen werden, daß sie beinahe nur noch mit der Querneigung des Vorderflügels zusammenhängen konnten. Es ist zwar daran gedacht worden, ob es sich bei der Drehbewegung des Flugzeuges nicht um echtes Trudeln gehandelt habe. Herrn Professor Hopf, Aachen, und seinem Assistenten Herrn Dr. von Baranoff verdanken wir aber die Untersuchung, daß dies höchstwahrscheinlich nicht der Fall war. Aus dieser Untersuchung ergab sich, daß die Trudelgefahr der Ente mindestens nicht größer ist als bei einem entsprechenden Normalflugzeug, und Herr Professor Hopf vermutete nur als etwa noch denkbare Gefahr das Aufhören der Kursstabilität nach Abreißen des Hauptflügels, also bei sehr großen Anstellwinkeln, wie sie durch die Einwirkung des Höhenruders überhaupt nicht mehr zu erzielen sind. Da aber im Trudeln durch die Kreiselmomente so hohe Anstellwinkel möglich sind, wurde auf seine Anregung die nunmehr in Göttingen gegebene Möglichkeit, die Kursstabilität bei sehr großem Anstellwinkel und gleichzeitig sehr großen Kurswinkeln zu messen, ausgenutzt und festgestellt, daß Kursstabilität bis zu Anstellwinkeln von 45°, also in völlig abge-

rissenem Zustande und bis zu Kurswinkeln von ebenfalls 45° vorhanden war bis auf ganz kleine Kursabweichungen, die aber naturgemäß ohne Gefahr sind. Es ist interessant, daß bereits vorher von Wulf angegeben wurde, die Maschine sei zwar kursstabil, jedoch könne bei aufmerksamer Beobachtung festgestellt werden, daß sie mit losgelassenem Seitenruder in langer Periode eine Schwingung um die Hochachse mit sich nicht vergrößernden Amplituden ausführe. Das entspricht dem kleinen Bereich der Kursinstabilität bei kleinem Kursabweichungswinkel. Um ganz sicher zu gehen und auch diesen kleinen Kursinstabilitätsbereich zu beseitigen, wurden im Windkanal kleine Leitflächen unterhalb der Hauptflügelenden mit Erfolg zur Anwendung gebracht, die beim Wiederaufbau der Ente verwirklicht werden sollen. Die Querneigung des Vorderflügels wird natürlich zunächst unterlassen.

Ich darf Ihnen jetzt den Film vorführen lassen.

Meine Damen und Herren! Seit Abschluß der letzten Göttinger Messungen Anfang dieses Jahres befindet sich die Focke-Wulf-Ente im Wiederaufbau und hätte in allernächster Zeit ihre Flüge wieder begonnen, wenn nicht der Haupt- und Vorderflügel bei dem Brande meines Werkes zerstört worden wäre. So wird es etwa Frühjahr 1930 werden, bis die Versuche wieder aufgenommen werden können.

Bei der neuen Focke-Wulf-Ente wird der Sperrholzrumpf durch einen Stahlrohrrumpf ersetzt, auch wird sogleich die Möglichkeit des Bremsens durch Anordnung von Bremsrädern berücksichtigt. Ebenso wird eine Anzahl von Kleinigkeiten, deren Aufzählung hier zu weit führen würde und die sich bereits aus den Flügen von 1927 ergeben haben, bei dem neuen Bau Berücksichtigung finden.

Es ist gewiß heute müßig, Betrachtungen darüber anzustellen, ob sich die Entenbauart gegenüber dem heutigen Normaltyp endgültig durchsetzen oder ihn etwa gar verdrängen wird. Bis dahin ist es sicher noch ein weiter und mühsamer Weg. Wenn ich Ihnen die Überzeugung habe geben können, daß das Entenproblem wohl wert ist, in zäher Arbeit verfolgt zu werden und in nicht zu ferner Zeit einen neuen Baustein im Fortschritt der deutschen Luftfahrt zu bilden, so ist der Zweck meiner heutigen Ausführungen erreicht.

Aussprache:

Dipl.-Ing. A. Lippisch: Meine Damen und Herren! Ich möchte Ihnen im Anschluß an den Vortrag des Herrn Vorredners kurzen Bericht geben über die von der Abteilung Flugtechnik des Forschungs-Instituts der Rhön-Rossiten-Gesellschaft ausgeführten Versuche mit kopfgesteuerten Flugzeugen.

Sie wissen, daß wir an die Lösung der das Entenproblem betreffenden Fragen von einer ganz anderen Seite herangegangen sind, und daß wir eine Versuchsmethode in Anwendung brachten, die es gestattete, das Verhalten des neuartigen Typs im Fluge durch vorherige Versuche mit großen Modellen festzustellen. Die sich aus diesen Versuchen entwickelte Entenbauart hatte einen verhältnismäßig geringen Abstand zwischen Höhenleitwerk und Tragfläche, und weiterhin waren die Seitensteuer auf die Flügelspitzen verlegt worden. Die Betätigung der Seitenruder war also die gleiche wie bei den von uns entwickelten schwanzlosen Bauarten.

Es ist meiner Ansicht nach wesentlich, daß man der Seitensteuerung beim Ententyp die größte Beachtung schenkt, weil diese Bauart die großen vorderen Rumpfprojektionen aufweist und die meisten Versuche mit solchen Flugzeugen an den Schwierigkeiten der richtigen Seitensteuerwirkung gescheitert sind. Durch die Modellversuche hatten wir festgestellt, daß die Flügelspitzenseitensteuerung die einzige Möglichkeit war, die Ente wirklich kursstabil zu machen, ohne den Rumpf nach hinten unnötigerweise verlängern zu müssen. Beabsichtigt man doch andererseits nach Möglichkeit eine Druckschraubenanordnung, die aber bei einem hinten liegenden Seitensteuer nur sehr schwierig durchzuführen ist.

Von der Maschine werde ich Ihnen nachher einige kurze Flüge im Film vorführen. Das Flugzeug, welches im Frühjahr 1927 fertiggestellt war, wurde sehr viel geflogen und befriedigte allgemein im bezug auf seine Steuereigenschaften. Trotzdem haben wir uns später doch ganz auf die Durchbildung unserer schwanzlosen Bauarten verlegt, weil die Vergleichsflüge zwischen beiden Typen sehr deutlich die Überlegenheit der schwanzlosen Bauart ergeben haben. Die Ente läßt sich eben aerodynamisch niemals so hochwichtig bauen, und ist auch wesentlich träger und schwerfälliger als eine schwanzlose Maschine. Trotzdem wird es bestimmte Gebiete geben, auf denen man die »Ente« immer bevorzugen wird, und ich glaube, daß auch im Luftverkehr, solange er auf kürzeren Strecken betrieben wird, die »Ente« ein gegenüber den Normalbauarten sichereres und angenehm zu fliegendes Flugzeug sein wird.

Dr.-Ing. H. G. Bader: Herr Focke hat uns über die ausführlichen Vorversuche zum Bau der Focke-Wulf-Ente berichtet. Ich möchte Herrn Focke nur kurz bitten, im Schlußwort uns Aufschluß zu geben, ob hierbei nicht auch aerodynamisch die Möglichkeit untersucht worden ist, statt des kleinen Hilfsflügels vorne die Haupttragfläche selbst zur Höhensteuerung heranzuziehen. Da die Momente beider Flügel in bezug auf den Schwerpunkt gleich sein, sehe ich hier keine grundsätzlichen Bedenken. Für die Steuerung würde sich jedoch eine wesentliche Vereinfachung ergeben, indem man, wie ich es bereits früher für die schwanzlosen Flugzeuge vorgeschlagen habe, die beiden Querruder gleichsinnig betätigt. Es ist zu dem Zweck konstruktiv lediglich erforderlich, die Querruderseilzüge nicht in der Schwenkachse der Höhensteuersäule selbst, sondern unterhalb derselben seitlich wegzuführen. Dann ergeben sich beim Schwenken der Säule gleichsinnige Ausschläge beider Querruder. (Daß die Vergrößerung des Anstellwinkels und damit des Auftriebes durch eine Verminderung des Auftriebes des Haupttragflügels herbeigeführt wird, bedeutet lediglich eine größere Weichheit der Höhensteuerung, die bei entsprechender Gewöhnung der Piloten nicht grundsätzlich zu verwerfen ist, zumal gerade bei der Ente das Aufrichten durch Auftriebsvergrößerung am Hilfsflügel auch einen stärkeren Abwind für den Hauptflügel und damit eine Auftriebsverminderung herbeiführt, also auch diese Art der Höhensteuerung verhältnismäßig weich ist.)

Professor Dr.-Ing. W. Hoff: Herr Focke hat über ein Gebiet vorgetragen, das größtes Interesse verlangt. Wir haben uns in den letzten 15 Jahren zu sehr daran gewöhnt, nur eine bestimmte Flugzeugform weitergebildet zu sehen, während andere Gestaltungsmöglichkeiten, zu denen in erster Linie die sog. »Ente« gehört, weit zurückgeblieben sind. Es wäre abwegig, schon heute andere Gestaltungsformen von Flugzeugen für alle Zeiten abzulehnen, denn die Erfahrungen mit diesen sind zu spärlich und mit zu unzureichenden Mitteln gewonnen, um sie zu einer sicheren, folgerichtigen Entscheidung verwerten zu können.

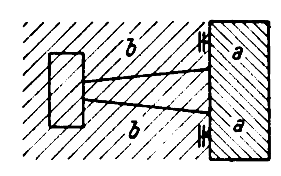
Der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt war es eine große Freude, die Pläne von Herrn Focke beim Bau einer »Ente« mit ihren schwachen Kräften fördern zu können; sie betrachtete es als ihre Aufgabe, an Hand dieses neuen Flugzeugmusters diejenigen Untersuchungen anzustellen, die erforderlich sind, um Grundlagen für Entwicklungsmöglichkeiten der »Enten«-Bauart zu gewinnen. Wir wollen alle hoffen, daß die bedauernswerten Rückschläge, welche die Focke-Wulf-Flugzeugbau A.-G. im Laufe der letzten beiden Jahre gehabt hat, nun endgültig überwunden werden, und daß im kommenden Jahr mit den lange schon erwarteten Versuchen begonnen werden kann.

Wie richtig die Überlegungen von Herrn Focke sind, zeigen auch die außerordentlich schönen Erfolge, welche Herr Lippisch vom Rhön-Rossitten-Institut auf der Wasserkuppe durch den Bau des kürzlich in Tempelhof vorgeführten schwanzlosen Flugzeuges erreicht hat. Auch diese Bauweise vermag noch manchen Weg zu erschließen, der bisher vernachlässigt worden ist.

Friedrich v. Mallinckrodt: Meine Damen und Herren! Es liegt mir daran Ihnen zunächst zu versichern, daß ich sehr ergriffen bin von der großen Pionierarbeit der Herren Focke und Wulf, und daß diese Arbeiten und das Maß der Hochachtung keine Herabwürdigung dulden. Trotzdem oder grade deshalb möchte ich Ihnen ein Bedenken bezüglich der Ursachen des Todessturzes vortragen.

Ich greife zurück auf die Zeit in der ich Gelegenheit hatte, zahlreiche neuartige Typen — ich schätze mindestens 150 verschiedene Typen — in meiner Eigenschaft als Referent für Jagdflugzeuge zu Versuchszwecken zu fliegen. Wenn man seine vier Mitarbeiter hintereinander durch tödlichen Absturz zufolge dieser Versuchstätigkeit verloren hat und selbst Stürze, darunter einen aus 900 m Höhe, der übrigens glücklich verlief, hinter sich hat, so hat man beobachten und in dieser speziellen Hinsicht nachdenken gelernt, und möchte versuchen, diese Risiken von vornherein auf ein Minimum zu beschränken.

Ich äußere daher folgende Bedenken:



In der vorliegenden Skizze ist ein Schnitt am vorderen Rand der Hauptfläche geführt. Der »a« schraffierte Teil ist m. E. die eigentliche Fangvorrichtung, während andererseits sich alle Gewichte wie Motoren und die zu befördernde Last vor dieser Hauptfläche im rot »b« schraffierten Teil befinden. Ich bin nun der Auffassung, daß beim Sturzflug die große Fläche wie ein Fallschirm mit den daranhängenden Gewichten wirkt, welch letztere unter der Einwirkung der Schwerkraft immer vorausstrebend den Weg zur Erde suchen, während die kleine vordere Steuerfläche der ihr zugedachten Aufgabe nicht nachzukommen vermag.

Ich möchte daher dem Herrn Vorredner zustimmen, der die Ansicht bekundete, die Kräfte, welche die Nase wieder hochzurichten geeignet sind, durch geeignete konstruktive Maßnahmen zu unterstützen.

Wenn ich demnach recht urteile, so scheint mir Druck- und Schwergewichtsmittelpunkt ungünstig zueinander zu liegen.

Dipl.-Ing. A. Lippisch: Aus meinen Erfahrungen heraus muß ich den Bedenken, die die Herren Vorredner gegen den Ententyp geäußert haben, entschieden widersprechen. Im Sturzflug ist die »Ente« bestimmt dasjenige Flugzeug, welches sich am leichtesten aufrichten läßt, weil ja die »Ente« statisch stabiler ist als alle anderen Bauarten. Andererseits muß man sich vor Augen halten, daß das Höhenleitwerk keinerlei Störungen durch den Tragflügel erleidet. Tatsächlich ist es so, daß der Ententyp meist zu stark stabilisiert ist, so daß er leicht zu Schwingungen um die Querachse neigt, die allerdings nicht irgendwie gefährlich werden können.

Was nun den Vorschlag des Herrn Dr. Bader anbetrifft, so würde man, glaube ich, durch eine Verwendung der Querruder als Höhenruder den besonderen Gewinn, den die Leitwerksanordnung des Ententyps bietet, unbeachtet lassen. Dieser Gewinn besteht doch offenbar darin, daß beim Ententyp Höhensteuer durch Auftriebssteigerung erreicht wird, was doch zweifellos viel richtiger ist, als wie bei Normaltypen, bei denen man beim Höhensteuergeben einen Abtrieb an den Leitwerksflächen erzeugt. Gerade dieser Umstand hat zur Folge, daß die »Ente« einen kurzen Start braucht, und daß die Summe aus Tragwerk- und Leitwerksflächen nicht größer sein braucht als die Tragwerksfläche eines gleichwertigen Normalflugzeugs.

Zum Schluß möchte ich noch anführen, daß die Möglichkeit der sichtbaren Kontrolle der Höhenruderausschläge beim Ententyp einen nicht zu unterschätzenden Vorteil bietet.

Prof. v. Kármán bemerkt, daß die Entscheidung der Frage, ob ein Flugzeug vom Sturzflug aufgerichtet werden kann, durch die Lage des Schwerpunkts allein nicht gefällt werden kann, ohne die Änderung der Momente bei verschiedenen Anstellwinkeln zu berücksichtigen. Der vom Vorredner erwähnte Fall, daß gewisse Flugzeuge durch Höhensteuer nicht mehr aufgerichtet werden können, erklärt sich zumeist dadurch, daß bei stark negativem Anstellwinkel ein ähnliches Abreißen der Strömung um den Tragflügel stattfindet, wie beim überzogenen Flugzeug. Andererseits ist nicht zu leugnen, daß bei dem Ententyp die Gefahr des Überziehens insbesondere deshalb vorliegt, weil die vordere Tragfläche im Vorhinein einen großen Anstellwinkel besitzt, so daß man leicht zur Grenze des Überziehens gelangt.

Prof. Madelung: Herr v. Karman hat, wenn ich ihn richtig verstanden habe, es als eine Eigentümlichkeit aller Enten bezeichnet, daß sie nicht bis zu dem großen Anstellwinkel gezogen werden können, bei dem der Hauptflügel seinen Größtauftrieb hat, weil der Größtauftrieb des Vorderflügels, der ja in der Regel höher belastet ist, hierzu nicht ausreiche. Und Herr Focke bezeichnet es als einen Vorzug seiner Ente, daß sie sich nicht überziehen läßt, sondern beim Überschreiten eines bestimmten Anstellwinkels nach vorn kippt, infolge Abreißens der Strömung am Vorderflügel. Ich kann mich beiden Auffassungen nicht ganz anschließen.

Das Gleichgewicht im Flug mit großem Anstellwinkel erfordert zwar, daß beim Vorderflügel $F \cdot c_{a_{max}}$ groß ist, während andererseits Stabilitätsgründe erfordern, daß $F \cdot \frac{d\,c_a}{d\,\alpha}$ klein ist. Diese beiden Forderungen lassen sich aber gleichzeitig erfüllen. Die technischen Mittel dazu sind bekannt: Flügelformen hohen Größtauftriebs[1]) und schlechtes Breitenverhältnis[2]).

Ich gebe zu, daß es in manchen Fällen ganz nützlich ist, wenn ein Flugzeug einem fehlerhaften Steuern nicht folgt, sondern wie ein altes erfahrenes Schulpferd das richtige macht. Es gibt aber Fälle, wo es notwendig wird, das Flugzeug zu abnorm großen Anstellwinkeln zu überziehen. Man denke nur an den Fall einer Nachtlandung, bei der die Höhe über dem Boden falsch geschätzt wird, und das Flugzeug in 5 oder 10 m Höhe ausschwebt. Eine Ente, bei der dann plötzlich die Strömung am Vorderflügel abreißt, und die infolgedessen plötzlich nach vorn kippt, wird kopfvoran aufschlagen. Eine andere, die sich extrem überziehen läßt, wird beim Durchsacken zwar einen so großen Anstellwinkel annehmen, daß von Quersteuerbarkeit nicht mehr zu reden ist. Aber sie wird ebenen Kiels zu Boden kommen. Ich ziehe das letztere vor.

Das gleiche gilt für die Seitensteuerbarkeit. Ein um die Hochachse sehr stabiles Flugzeug, dessen Seitensteuerung nicht genügenden Wirksamkeitsbereich hat, um einen großen Seitenwinkel zu erzwingen, ist in Gefahr, wenn es in Bodennähe in Seitenrutsch kommt, z. B. infolge einer Steilkurve mit zu geringer Geschwindigkeit: Es wird sich um die Hochachse drehen und kopfvoran aufschlagen. Da ist

[1]) Spaltflügel. Ich habe seinerzeit die inzwischen in den Ergebnissen der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, III. Lieferung, S. 108, als »Flügel mit Klappe 1« bezeichnete Flügelform hierfür vorgeschlagen. Herr Focke hat sie etwas abgeändert verwandt.

[2]) Man kann in guter Näherung schreiben:

$$\frac{d\,\alpha}{d\,c_a} = 0{,}19 + \frac{F}{\pi\,b^2}.$$

Für einen Flügel mit hohem Breitenverhältnis, z. B. 1 : 10, ergibt das $\frac{d\,c_a}{d\,\alpha} = 4{,}5$, für eine Kreisscheibe dagegen nur $\frac{d\,c_a}{d\,\alpha} = 2{,}3$, also etwa die Hälfte. Die Ausführung des Vorderflügels als Mehrdecker erfüllt denselben Zweck. Leider wird dieses einfache Mittel zur Erzielung eines größeren Wirksamkeitsbereiches des Leitwerks nur selten angewandt. Der größere induszierte Widerstand eines solchen Leitwerks läßt sich durch geeignete Auftriebsverteilung des Hauptflügels vermeiden.

es schon besser, es rutscht mit großem Seitenwinkel seitlich ab, bleibt aber ebenen Kiels und berührt den Boden zuerst mit der Flügelspitze.

Prof. v. Parseval: Ich darf mich wohl als den nicht nur den Jahren sondern auch nach dem Datum der Arbeiten ältesten Mitarbeiter am Enten-Flugzeug bezeichnen. In den neuziger Jahren des vorigen Jahrhunderts war ich als Mitarbeiter des verstorbenen Herrn Hans Bartsch von Sigsfeld in Augsburg am Bau eines solchen tätig. Es handelte sich damals um ein Modellflugzeug von ca. 7 m Spannbreite und ca. 100 kg Gewicht, ein Doppeldecker mit vorderen, selbstätig gesteuertem Höhensteuer. Das Modell wurde durch einen Luftdruckzylinder lanciert. Es besaß 2 Schrauben und einen 3-Zylinder-Stern-Motor mit Luft (oder Wasserstoff-)Betrieb.

Es wurden eine Anzahl Startversuche unternommen. Doch gelangte der Apparat nicht zum freien Flug, machte vielmehr nur einen etwa 100 m langen Sprung, da der Motor unzureichend war. Damals gab es noch keinen Benzinmotor. Die ersten Versuche fanden gerade bei Daimler in Cannstadt statt.

Auch die Propellerkonstruktion war nicht zureichend, und so blieben die Versuche trotz der schönen Konstruktion der Zelle durch Herrn v. Sigsfeld erfolglos.

Dipl.-Ing. **Focke** (Schlußwort): Herrn Dr. Bader möchte ich erwidern, daß in der Tat der Vorderflügel der Focke-Wulf-Ente nur etwa $1/_5$ der Fläche des Hauptflügels hat. Wie ich in meinem Vortrag bereits sagte, war trotzdem die Höhensteuerwirkung nicht nur gut, sondern beinahe übertrieben stark, so daß zwecks Anpassung an das gewohnte Gefühl der Führer kinematische Maßnahmen getroffen werden, um die Ruderwirkung in Zukunft auf einen Normalwert zu bringen.

Der Vorschlag von Herrn Dr. Bader, durch gleichsinnige Betätigung der Querruder höhenzusteuern, wurde von uns nicht in Göttingen gemessen, da bereits Überschlagsrechnungen eine zu geringe Wirksamkeit ergaben, was ja wegen der Nähe des Querruder zum Schwerpunkt leicht einzusehen ist.

Herrn Professor Hoff danke ich für die freundlichen Worte, die er der Arbeit meiner Firma am Entenproblem gewidmet hat.

Herrn Mallinckrodt muß ich entgegenhalten, daß, wie bei jedem anderen Flugzeug, sich die Massen selbstverständlich um den Schwerpunkt gruppieren, andernfalls entstände ja ein nutzloser Bauaufwand. Es ist schließlich nur Gewohnheit, Teile des Entenflugzeuges so weit nach vorn vor den Schwerpunkt ragen zu sehen. Die Vorstellung, daß diese Tatsache irgendwie flugstörend sei, kann man natürlich nur durch intensive Beschäftigung mit dem technischen Problem abschütteln.

Herrn Lippisch kann ich nur versichern, daß die Sturzflugstabilität der Focke-Wulf-Ente sogar ganz ausnehmend groß ist. Die Göttinger Messungen weisen nach, daß die Höhensteuerung (trotz ihrer fast übertriebenen Wirksamkeit in allen erwünschten Flugzuständen) nicht ausreicht, um den vollen C-Fall zu erzielen. Man kann also sagen, daß man das Flugzeug ebensowenig überdrücken wie überziehen kann.

Herr Professor v. Kármán vermutet die Schwerpunktslage ganz richtig.

Abreißen am Hauptflügel auf der Unterseite als Folge des Abwindes vom Vorderflügel haben wir, wenigstens im Windkanal, tatsächlich gehabt. Ob es bei dem höheren Kennwert der großen Ausführung auch aufgetreten wäre, läßt sich bekanntlich nicht leicht sagen. Der Vorsicht halber haben wir am Modell das Abreißen durch etwas andere Formgebung und Stellung der Flügelmittelteile zum Verschwinden gebracht, was leicht gelang. Auch im abgerissenen Zustand der Unterseite des Hauptflügels zeigten sich aber keine nachteiligen Folgen für die Längsstabilität.

Herrn Professor Madelung möchte ich erwidern, daß sich natürlich darüber streiten läßt, ob ein Überziehen in Einzelfällen kurz vor dem Aufsetzen von Nutzen sein kann. Jedenfalls schätze ich den Nutzen einer Ausschaltung der meist sehr schweren und immer noch relativ häufigen Unfälle durch Überziehen in der Luft höher ein als den Nutzen der seltenen Fälle, in denen dicht über dem Boden die Bremsung durch die Widerstandssteigerung des Überziehens einen fast niemals lebensgefährlichen Landungsbruch verhüten könnte. Da es ja nicht die geringsten Schwierigkeiten macht, wenn man will, auch eine Ente überziehbar zu bauen, können wir die Entscheidung hierüber wohl ruhig der zukünftigen Flugpraxis überlassen.

Die Ausführungen von Herrn Professor v. Parseval waren mir ebenso neu wie außerordentlich interessant. Es war mir nicht bekannt, daß so früh schon eine Ente verwirklicht worden ist, zumal mein Bruder das Grundpatent der Entenbauart vom Jahre 1908 besitzt. Ich kann mir denken und habe es ja selbst erlebt, welche ungeheuren Schwierigkeiten die damaligen Motoren bereiteten.

IX. Rechnerische Ergebnisse über Störung des gefährlichen Trudelzustandes.

Vorgetragen von R. Fuchs.

Durch die nachfolgende gemeinschaftlich mit Herrn Dipl.-Ing. Wilhelm Schmidt, durchgeführte Untersuchung wird die infolge einer Störung auftretende zeitliche Änderung derjenigen Größen rechnerisch ermittelt, durch welche die Lage des Flugzeuges im Raume während des flachen Trudelfluges bestimmt ist. Es wird ferner die Abhängigkeit dieser Änderung von den zur Störung verwendbaren Mitteln untersucht. Dadurch tritt deutlich in die Erscheinung, welche Mittel überhaupt in Frage kommen können, um eine kräftige Störung des zum flachen Trudelflug gehörigen gefährlichen Zustandes zu bewirken.

1. Über die am trudelnden Flugzeuge angreifenden Luftkräfte und Luftkraftmomente. Stationärer Trudelflug ohne Seitenwind.

Sämtliche Kräfte und Momente hängen im wesentlichen nur vom Anstellwinkel, Seitenwinkel und von der Gesamtdrehung ab.

Für den Fall, daß sowohl ein großer Seitenwinkel als auch eine beliebige Gesamtdrehung vorhanden ist, sind die Kräfte und Momente noch nicht gemessen worden; sie lassen sich auch noch nicht mit Sicherheit berechnen, weil die hierzu erforderlichen Windkanalmessungen noch nicht vorliegen. Eine ganz allgemeine Flugzeugbewegung, wie z. B. das Hinein- und Herauskommen aus dem Trudelfluge läßt sich daher rechnerisch nur angenähert verfolgen. Die genauere rechnerische Ermittlung der Flugzeugbewegung muß sich zunächst noch immer wie bei der vorliegenden Untersuchung auf solche Fälle beschränken, bei denen kein großer Seitenwinkel auftritt.

Für den Fall des stationären Trudelfluges ohne Seitenwind besteht die Gesamtdrehung im wesentlichen aus einer Drehung um die Bahnachse. Sämtliche Luftkräfte und Luftkraftmomente hängen daher im wesentlichen nur vom Anstellwinkel und von der Drehung um die Bahnachse ab; sie lassen sich entweder durch Versuche im Windkanal oder auf rechnerischem Wege bestimmen. Es lassen sich ferner diejenigen zusammengehörigen Werte des Anstell- und Gleitwinkels ermitteln, für welche ein Ausgleich der Kräfte und Momente zunächst um je eine flugzeugfeste Achse vorhanden ist. Abb. 1 zeigt den Gleitwinkel φ in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α, wobei die Kurven $\mathfrak{K}$, $\mathfrak{L}$ und $\mathfrak{M}$ zum Ausgleich um die Rumpf- bzw. Stiel- und Holmachse gehören. Ein Ausgleich sämtlicher am Flugzeuge angreifenden Kräfte und Momente ist für die zu dem Schnittpunkt der drei Kurven gehörigen Anstell- und Gleitwinkel vorhanden. Außer dem jeweiligen Geradeausflug steile und flache Trudelflüge. Der zum flachen Trudelfluge gehörige Anstellwinkel beträgt etwa 60° bis 70°, der Gleitwinkel — 80° bis — 90°. Vergleiche die Arbeit: Richard Fuchs und Wilh. Schmidt, Stationärer Trudelflug, Luftfahrtforschung, III. Band, I. Heft, 27. Febr. 1929.

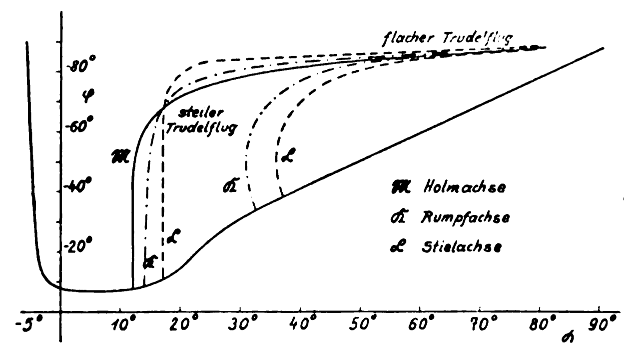


Abb. 1. Gleichgewicht sämtlicher am Flugzeuge angreifenden Kräfte und Momente. Gleitwinkel in Abhängigkeit vom Anstellwinkel.

2. Die Abhängigkeit des flachen Trudelfluges vom Seitenwind.

Während der zum flachen Trudelfluge gehörige Ausgleich der Kräfte und Momente um die Holm- und Stielachse vom Seitenwinkel nahezu unabhängig ist, wird der Ausgleich um die Rumpfachse durch den Seitenwinkel stark beeinflußt. Abb. 2 zeigt den Beiwert $\mathfrak{K}_L$ des Luftkraftmomentes um die Rumpfachse in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α. Das Luftkraftmoment wurde unter Zugrundelegung der für den Seitenwinkel $\tau = 0^\circ$ gültigen zum Flügel allein gehörigen Normalkraft berechnet. Selbst für einen Seitenwinkel von 20° wird nach Abb. 3 der Beiwert der Normalkraft nur wenig geändert, so daß das für $\tau = 0^\circ$ berechnete Luftkraftmoment ebenfalls nur wenig geändert wird, solange der Seitenwinkel nicht größer als etwa 20° ist.

Abb. 2 zeigt außerdem den Beiwert $\mathfrak{K}_K$ des Kreiselmomentes um die Rumpfachse in Abhängigkeit vom An-

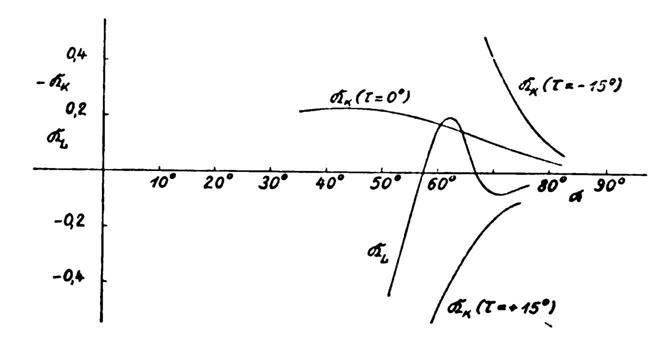


Abb. 2. Beiwert des Luftkraft- und Kreiselmomentes um die Rumpfachse in Abhängigkeit vom Anstellwinkel mit dem Seitenwinkel als Parameter. Gleitwinkel $\varphi = -88°$.

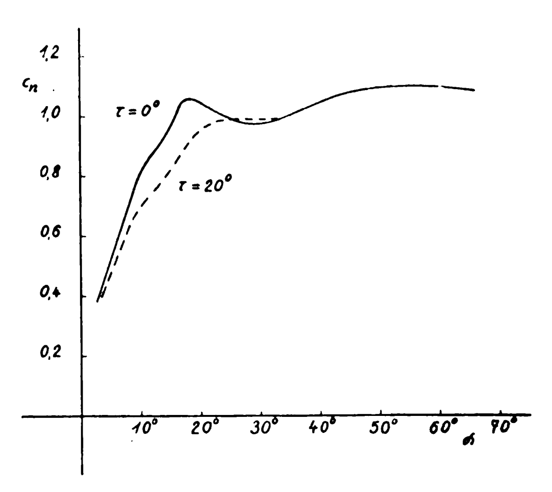


Abb. 3. Beiwert der Normalkraft in Abhängigkeit vom Anstellwinkel mit dem Seitenwinkel als Parameter.

stellwinkel α mit dem Seitenwinkel τ als Parameter. Ist der Seitenwinkel klein, so ist das Kreiselmoment ebenfalls klein, so daß ein Ausgleich mit dem Luftkraftmoment zustande kommen kann. Bereits für $\tau = \pm 15^0$ wird hingegen das Kreiselmoment so groß, daß ein Ausgleich um die Rumpfachse nicht mehr möglich ist.

Hieraus folgt, daß der Seitenwinkel im flachen Trudeln nur klein sein kann.

3. Vereinfachung und Lösung der Grundgleichungen.

Die infolge irgendeiner Störung auftretende Änderung derjenigen Größen, welche die Lage des Flugzeuges im Raume während des flachen Trudelfluges bestimmen, läßt sich durch Integration der bekannten sechs Grundgleichungen — vgl. Fuchs-Hopf, Aerodynamik, II. Teil, 4. Kap., Verlag R. C. Schmidt, Berlin W 62, 1922 — ermitteln.

Diese werden zweckmäßig umgeformt, so daß aus den drei Kräftegleichungen erster Ordnung und den drei Momentengleichungen zweiter Ordnung neun Differentialgleichungen erster Ordnung entstehen, aus denen die folgenden neun Größen berechnet werden können, welche die Flugzeuglage bestimmen.

$$\alpha,\ \mu,\ \tau,\ v,\ \varphi,\ \omega,\ \Omega_{\mathfrak{x}},\ \Omega_{\mathfrak{y}} \text{ und } \Omega_{\mathfrak{z}}.$$

Die neun Differentialgleichungen lassen sich unter folgenden für den flachen Trudelflug zulässigen Voraussetzungen wesentlich vereinfachen:

1. Der Motor ist abgestellt.
2. Die Querkraft ist gegenüber dem Auftrieb und Widerstand vernachlässigbar klein.
3. Der Seitenwinkel beträgt bei Gleichgewicht 0^0.
4. Da die numerische Integration hier, wie auch sonst, gezeigt hat, daß sich die Bahngeschwindigkeit v nur wenig ändert, so wird diese konstant gesetzt.
5. Der Beiwert c_a des Auftriebes und der Beiwert $\mathfrak{M}$ des Momentes um die Holmachse hängt zunächst nur vom Anstellwinkel ab und wird als lineare Funktion $c_a = m_1 \cdot \alpha + n_1$ bzw. $\mathfrak{M} = m_2 \cdot \alpha + n_2$ eingeführt, was innerhalb des in Frage kommenden Anstellwinkelbereiches durchaus möglich ist. Die Drehung macht sich im wesentlichen nur beim Höhenleitwerksmoment bemerkbar und wird als Dämpfung berücksichtigt.
6. Das vom Flügel herrührende Moment um die Stielachse ist nur klein und kann als zunächst konstant angesehen werden, weil bei großen Anstellwinkeln die Tangentialkraft nur klein ist und sich mit dem Anstellwinkel und der Drehung nur wenig ändert. Der Beiwert des vom Seitenleitwerk herrührenden Momentes um die Stielachse hängt im wesentlichen nur von der seitlichen Anblasung des Seitenleitwerkes, d. h. von der Drehung $\Omega_{\mathfrak{y}}$ um die Stielachse ab und wird als lineare Funktion $\mathfrak{L}_s = m_3 \cdot \Omega_{\mathfrak{y}}$ eingeführt.

   Über das Moment um die Rumpfachse sind besondere Voraussetzungen nicht erforderlich.

Auf Grund der Voraussetzung 4, wonach die Bahngeschwindigkeit v zunächst konstant ist, braucht die Differentialgleichung zur Bestimmung von v nicht berücksichtigt zu werden, so daß nur noch acht Differentialgleichungen zu integrieren sind.

Vereinfacht man diese auf Grund der obigen Voraussetzungen, entwickelt die Glieder aus Produkten von mehreren Veränderlichen in eine Taylor-Reihe, von der nur die ersten Glieder berücksichtigt werden, und vernachlässigt endlich diejenigen Glieder, die gegenüber den anderen klein sind, so erhält man folgende acht Differentialgleichungen erster Ordnung:

$$\dot{\alpha} = b_1 \tau + c_1 \Omega_{\mathfrak{z}} + f_1 \qquad (1)$$
$$\dot{\tau} = a_2 \alpha + d_2 \Omega_{\mathfrak{x}} + e_2 \Omega_{\mathfrak{y}} + f_2 \qquad (2)$$
$$\dot{\Omega}_{\mathfrak{z}} = a_3 \alpha + d_3 \Omega_{\mathfrak{x}} + e_3 \Omega_{\mathfrak{y}} + f_3 \qquad (3)$$
$$\dot{\Omega}_{\mathfrak{x}} = a_4 \alpha + c_4 \Omega_{\mathfrak{z}} + e_4 \Omega_{\mathfrak{y}} + f_4 \qquad (4)$$
$$\dot{\Omega}_{\mathfrak{y}} = e_5 \Omega_{\mathfrak{y}} + f_5 \qquad (5)$$
$$\dot{\mu} = a_6 \alpha + b_6 \tau + c_6 \Omega_{\mathfrak{z}} + d_6 \Omega_{\mathfrak{x}} + f_6 + g_6 \mu + h_6 \varphi \qquad (6)$$
$$\dot{\varphi} = a_7 \alpha + f_7 + g_7 \mu + h_7 \varphi \qquad (7)$$
$$\omega = a_8 \alpha + f_8 + g_8 \mu + h_8 \varphi \qquad (8)$$

Es zeigt sich, daß jetzt die Gleichungen (1) bis (5) die Werte μ, φ und ω explicite nicht mehr enthalten, so daß eine Trennung der Veränderlichen möglich wird. Man kann aus den Gleichungen (1) bis (5) eine Gleichung von folgender Form herleiten:

$$\alpha = (a_2 b_1 + a_3 c_1)\,\alpha + (b_1 d_2 + c_1 d_3)\,\Omega_{\mathfrak{x}} + (b_1 e_2 + c_1 e_3)\,\Omega_{\mathfrak{y}} + \\ + c_1 c_3 \Omega_{\mathfrak{z}} + b_1 f_2 + c_1 f_3.$$

Es zeigt sich, daß das Glied mit $\Omega_{\mathfrak{x}}$ gegenüber den übrigen vernachlässigbar klein ist und weggelassen werden kann; d. h. eine Änderung der Drehung um die Rumpfachse, welche durch eine Änderung des entsprechenden Luftkraftmomentes erzwungen werden könnte, wird auf den Anstellwinkel einen kaum wesentlichen Einfluß ausüben.

Für die Drehung $\Omega_{\mathfrak{y}}$ ergibt sich aus Gleichung (5):

$$\Omega_{\mathfrak{y}} = -\frac{f_5}{e_5} + \left(\Omega_{\mathfrak{y}0} + \frac{f_5}{e_5}\right) e^{e_5 t} \approx \Omega_{\mathfrak{y}0} + (\Omega_{\mathfrak{y}0}\, e_5 + f_5)\, t.$$

Für die Drehung $\Omega_{\mathfrak{z}}$ kann zunächst gesetzt werden:

$$\Omega_{\mathfrak{z}} = \dot{\alpha},$$

so daß man endlich unter Benutzung dieser Werte folgende nicht homogene Differentialgleichung zweiter Ordnung für α erhält:

$$\ddot{\alpha} + p\,\dot{\alpha} + q\,\alpha = r\,t + s,$$

mit der Lösung

$$\alpha = A e^{-\delta t} \sin(\xi + \varepsilon t) + B t + C.$$

Es setzt also zu Anfang eine gedämpfte Schwingung um eine mit der Zeit veränderliche Gleichgewichtslage ein.

Die Konstanten A, B, C, ξ, ε und δ der Lösung werden aus den Anfangsbedingungen und den Konstanten p, q, r und s der Differentialgleichung berechnet, für welche gilt:

$$p = \frac{\gamma v^2 F t\, 2 l_H}{2 g J_{\mathfrak{z}} v} \left(\boxed{m_2}\,\alpha + \boxed{n_2}\right) \quad \ldots\ldots\ldots \quad (9)$$

$$q = \left(\frac{\Omega_{\mathfrak{x}0}}{\cos\alpha_0}\right)^2 + \frac{\gamma v^2 F t}{2 g J_{\mathfrak{z}}} \left(1 + \frac{2 l_H}{v}\,\Omega_{\mathfrak{z}0}\right) \boxed{m_2} \quad \ldots \quad (10)$$

$$r = \Omega_{\mathfrak{x}0} \frac{r v^2 F t}{2 g J_{\mathfrak{z}}} \left(1 - \frac{J_{\mathfrak{x}} - J_{\mathfrak{y}}}{J_{\mathfrak{z}}}\,\Omega_{\mathfrak{x}0}\right) \left(\Omega_{\mathfrak{y}0}\,\boxed{m_3} + \mathfrak{L}_F\right) \quad \ldots\ldots\ldots \quad (11)$$

$$s = \left(\frac{\Omega_{\mathfrak{x}0}}{\cos\alpha_0}\right)^2 \alpha_0 - \Omega_{\mathfrak{x}0}\,\Omega_{\mathfrak{y}0} - \\ - \frac{\gamma v^2 F t}{2 g J_{\mathfrak{z}}} \left(\boxed{n_2} - \boxed{m_2}\,\alpha_0 \frac{2 l_H}{v}\,\Omega_{\mathfrak{z}0}\right) \quad . \quad (12)$$

Diese Gestaltung der Differentialgleichungen und ihrer Lösung ist sehr wesentlich; denn man erkennt, durch welche Einflüsse man imstande ist, den Anstellwinkel so weit zu

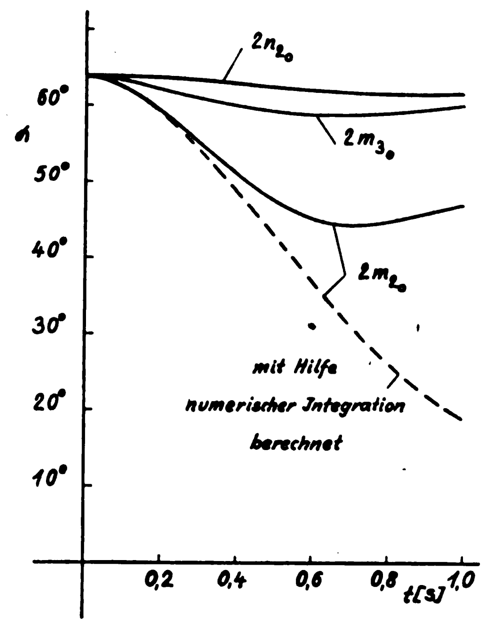


Abb. 4. Anstellwinkel in Abhängigkeit von der Zeit.

verringern, wie es notwendig ist, um aus dem gefährlichen Zustand herauszukommen. Da die Lösung explicite vorliegt, kann man beurteilen, welche Größen dafür überhaupt in Frage kommen.

Sieht man von einer Änderung des Tragwerkes und der Trägheitsmomente während des Trudelns ab, so bleiben die in den Formeln 9 bis 12 eingerahmten Größen m_2, n_2 und m_3 als einzige übrig, die eine Änderung des Anstellwinkels ermöglichen.

In Abb. 4 ist der Anfang der Schwingung dargestellt worden, welche infolge einer Verdoppelung der zum Gleichgewichtszustand gehörigen Werte m_{2_0}, n_{2_0} und m_{3_0} einsetzt. Man erkennt, daß eine Verdoppelung von m_{2_0} eine bedeutend stärkere Verkleinerung des Anstellwinkels bewirkt als eine Verdoppelung von m_{3_0} und n_{2_0}. In derselben Abbildung ist außerdem noch die Änderung des Anstellwinkels für den Fall einer Verdoppelung vom m_{2_0} eingetragen worden, welche mit Hilfe der numerischen Integration berechnet worden ist. Zu Anfang liefert also die oben angegebene exakte Integration nahezu dieselben Werte wie die numerische.

4. Konstruktive Maßnahmen für das Herauskommen aus dem gefährlichen flachen Trudelflug.

Abb. 5 zeigt den Beiwert des Momentes um die Holmachse in Abhängigkeit vom Anstellwinkel. Diese Kurve läßt sich für den in Frage kommenden Anstellwinkelbereich durch eine Gerade $\mathfrak{M} = m_2\alpha + n_2$ angleichen. Eine Änderung von n_2 bedeutet also eine Parallelverschiebung der Geraden. Diese kann z. B. durch Ruderausschlag erzwungen werden, ist aber bei großen Anstellwinkeln nur gering, selbst wenn das Höhenruder voll ausgeschlagen ist. Eine Verdoppelung von

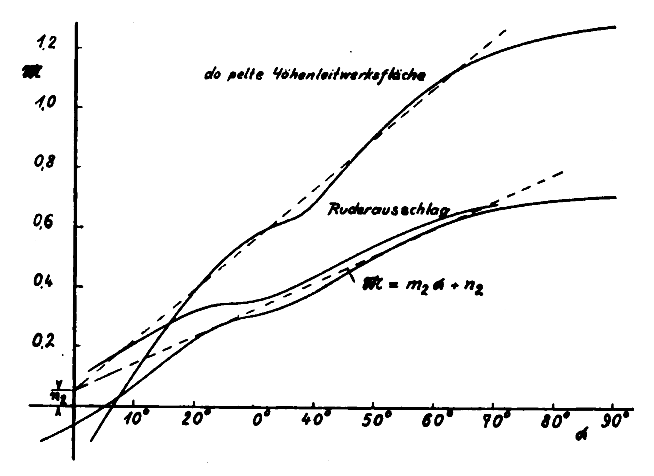


Abb. 5. Beiwert des Momentes um die Holmachse in Abhängigkeit vom Anstellwinkel.

n_{2_0}, welche durch äußersten Ruderausschlag gerade noch erreicht werden dürfte, bringt nach Abb. 4 nur eine geringe Änderung des Anstellwinkels, so daß das Flugzeug nicht zu denjenigen kleinen Anstellwinkeln übergeführt wird, bei denen die Ruder wieder wirken. Höhenruderausschlag im flachen Trudeln scheint nur ein Pendeln des Flugzeuges um seine Ausgangslage zur Folge zu haben. Es wäre denkbar, daß durch Höhenruderausschlag im Takte der sich einstellenden Schwingung nach einiger Zeit eine große Änderung des Anstellwinkels erzwungen werden kann, so daß ein Herauskommen aus dem flachen Trudeln möglich wird.

Eine Änderung von m_2 bedeutet eine Änderung der Neigung der Geraden $\mathfrak{M} = m_2\alpha + n_2$. Eine solche läßt sich z. B. durch eine plötzliche Änderung der Höhenleitwerksfläche oder ähnlicher Maßnahmen während des Trudelns erzwingen. Eine Verdoppelung von m_{2_0}, welche nahezu eine Verdoppelung der Höhenleitwerksfläche bedeutet, bringt nach Abb. 4 eine bedeutende Verkleinerung des Anstellwinkels. Das Flugzeug kippt nach vorn über und erreicht in kurzer Zeit diejenigen kleinen Anstellwinkel, bei denen jeglicher Ruderausschlag wirksam ist.

Eine ähnliche Betrachtung läßt sich über das vom Seitenleitwerk herrührende Moment anstellen, für dessen Beiwert gilt: $\mathfrak{L}_s = m_3\,\Omega_\mathfrak{y}$. Es zeigt sich, daß der Seitenruderausschlag gänzlich wirkungslos ist, daß hingegen eine plötzliche Vergrößerung des Seitenleitwerkes während des Trudelns eine Verkleinerung des Anstellwinkels zur Folge hat. Diese ist aber selbst für eine Verdoppelung der Seitenleitwerksfläche — entsprechend einer Verdoppelung von m_{3_0} — nach Abb. 4 nur gering.

Es ergibt sich also, daß, wie bekannt, jeglicher Ruderausschlag im flachen Trudelflug wirkungslos ist, und daß eine plötzliche Vergrößerung des Höhenleitwerksmomentes z. B. durch eine plötzliche Vergrößerung der Höhenleitwerksfläche während des Trudelns das einzige Mittel ist, um das Flugzeug in kurzer Zeit zu kleinen Anstellwinkeln überzuführen.

Es wird besonders darauf hingewiesen, daß die Vergrößerung der Höhenleitwerksfläche plötzlich und während des Trudelns erfolgen muß; nur so wird eine bedeutende Verkleinerung des zum flachen Trudelflug gehörigen großen Anstellwinkels bewirkt.

Obgleich die obige Lösung der Grundgleichungen recht gute Dienste leistet, indem sie nicht nur die bekannte Tatsache bestätigt, daß jeglicher Ruderausschlag im flachen Trudelflug wirkungslos ist, sondern auch diejenigen verwendbaren Mittel erkennen läßt, durch welche eine bedeutende Verkleinerung des Anstellwinkels erzielt werden kann, so gilt sie doch nur für kurze Zeit, nachdem die Störung erfolgt ist.

Die weitere zeitliche Änderung aller Veränderlichen infolge einer plötzlichen Vergrößerung des Höhenleitwerkes wurde mit Hilfe der numerischen Integration berechnet. Dabei zeigte sich, daß der Seitenwinkel zunächst zu erheblichen Werten anwächst. Da für derartige große Seitenwinkel keine Windkanal-Versuchsergebnisse vorliegen, mußte der Einfluß des Seitenwindes auf die Luftkräfte und Luftkraftmomente unberücksichtigt bleiben. Dieser Einfluß dürfte sich aber nur für kurze Zeit bemerkbar machen, weil der Seitenwinkel infolge der dämpfenden Wirkung des Rumpfendes und des Seitenleitwerkes rasch wieder zurückgeht. Man ist also wohl berechtigt, die Rechnung ohne Berücksichtigung dieses Einflusses über einige Zeit hinweg durchzuführen.

Es ergibt sich, daß das Flugzeug infolge einer plötzlichen Vergrößerung der Höhenleitwerksfläche während des Trudelns sehr schnell zu kleinen Anstellwinkeln und zu kleinen Drehungen, schließlich in einen drehungsfreien geraden Sturzflug ohne Seitenwind übergeht, aus dem es, wie bekannt, abgefangen werden kann.

Aussprache:

Prof. **Herbert Wagner:** Die Rechnung des Herrn Prof. Fuchs zeigt, daß durch Vergrößerung des Staudrucks am Leitwerk der flache Trudelzustand beeinflußt werden könnte. Leider ist dies durch Anstellen des Motors nicht möglich, weil im flachen Trudeln das Leitwerk dem Propellerstrahl ausweicht.

Dr.-Ing. A. King: Verschiedene Unfälle beim Trudeln, welche sich im Jahre 1926 in Deutschland ereigneten, gaben Veranlassung zu einer Nachprüfung der Trudeleigenschaften eines Flugzeugmusters im Fluge. Das Ergebnis dieser Prüfung war, daß das betreffende Muster von einem erfahrenen Führer ohne Gefahr getrudelt werden konnte. Es war jedoch noch ungeklärt geblieben, ob nicht ein unerfahrener Führer mit diesem Muster in eine Trudelbewegung geraten konnte, welche von der bei der Nachprüfung festgestellten »normalen« verschieden war und ob das Flugzeug aus einer derartigen möglichen Bewegung mit Hilfe von Steuerungsmaßnahmen von dem Führer herausgenommen werden konnte. Die Möglichkeit einer derartigen Trudelbewegung konnte bei dem betreffenden Muster dann bestehen, wenn der stationäre Zustand erst nach einer größeren Anzahl Umdrehungen erreicht wurde, oder wenn es noch andere stationäre Zustände eines Kurvenfluges im überzogenen Gebiet gab. Die Vorfälle veranlaßten mich zu einer theoretischen



Untersuchung der Flugeigenschaften beim Trudeln, welche als 47. Bericht des Luftfahrt-Forschungsinstitutes der Universität Tokyo veröffentlicht wurde.

Bei der damals herrschenden Unklarheit über diese Erscheinungen mußte zunächst festgestellt werden, ob es stationäre Trudelzustände gäbe, aus welchen ein Flugzeug mit den normalen Rudern nicht mehr herausgenommen werden konnte. Beim Auftreten solcher Zustände mußte untersucht werden, ob Versuche mit anderen als den bekannten Steuerbetätigungen Aussicht auf ein Herauskommen hatten. Endlich mußten in diesem Falle die Einflüsse der Ruder- bzw. Leitwerksausbildung und anderer konstruktiver und aerodynamischer Ausbildungen auf das Auftreten dieser Bewegung untersucht werden. Die Frage nach der Ruderwirkung und der Steuerung deckte sich mit den Zielen der von Herrn Professor Fuchs vorgetragenen Arbeit.

Die Untersuchungen gehen aus von den auf ein flugzeugfestes System bezogenen allgemeinen Bewegungsgleichungen. Mit den in dem Bericht zusammengestellten Symbolen sind diese Gleichungen:

$$\frac{G}{g}[\dot{v}_x + \omega_y v_z - \omega_z v_y] = S + G \sin\vartheta + X\left\{v_x, v_y, v_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z\right\}$$

$$\frac{G}{g}[\dot{v}_y + \omega_z v_x - \omega_x v_z] = + G\cos\vartheta\cos\varphi + Y\left\{v_x, v_y, v_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z\right\}$$

$$\frac{G}{g}[\dot{v}_z + \omega_x v_y - \omega_y v_x] = - G\cos\vartheta\sin\varphi + Z\left\{v_x, v_y, v_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z\right\}$$

$$J_x\dot{\omega}_x - J_{xy}\dot{\omega}_y + J_{xy}\omega_x\omega_z + (J_z - J_y)\,\omega_y\omega_z = \\ = M_x\left\{v_x, v_y, v_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z\right\}$$

$$J_y\dot{\omega}_y - J_{xy}\dot{\omega}_x - J_{xy}\omega_y\omega_z + (J_x - J_z)\,\omega_x\omega_z = \\ = M_y\left\{v_x, v_y, v_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z\right\} - \Theta\,\omega_p\,\omega_z$$

$$J_z\dot{\omega}_z - J_{xy}(\omega_x^2 - \omega_y^2) + (J_y - J_x)\,\omega_x\omega_y = \\ = M_z\left\{v_x, v_y, v_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z\right\} + \Theta\,\omega_p\,\omega_y - \varphi_s.$$

Die besonderen Verhältnisse der Trudelbewegung sind in den rotatorischen Gleichungen begründet. Zur grundsätzlichen Klärung der oben erwähnten Fragen genügt die Feststellung der rotatorischen Gleichgewichtszustände. Die Geschwindigkeitskomponente in Richtung der Querachse, welche beim stationären Zustand keine große Rolle spielen kann, wird bei der Berechnung der aerodynamischen Momente vernachlässigt. Die beobachteten Unfälle erfolgten mit gedrosseltem oder stehendem Motor, so daß auch die auf den rechten Seiten der rotatorischen Gleichungen stehenden Kreiselmomente der Luftschraube vernachlässigt werden können. Unter der Annahme, daß die flugzeugfesten Achsen Hauptträgheitsachsen sind, bleiben im stationären Zustand auf den linken Seiten der rotatorischen Gleichungen nur noch die Kreiselmomente, auf den rechten Seiten die aerodynamischen Momente. Führt man an Stelle der Drehgeschwindigkeiten entsprechend gewählte dimensionslose Drehwerte ein, so treten in den aerodynamischen Momenten um die Hoch- und Längsachse Integrale der Momente erster, zweiter und dritter Ordnung der Drehwerte, entsprechend multipliziert mit den Normalkraft- bzw. Tangentialkraftbeiwertdifferenzen symmetrischer Flächenelemente auf, welche graphisch ausgewertet werden können. Die Gleichung um die Hochachse enthält außerdem noch die Einflüsse des Seitenleitwerkes und Rumpfes. Aus den beiden aerodynamischen Momenten um die Hoch- und Längsachse können die bekannten Ergebnisse über die Autorotation um die Längsachse und die Unwahrscheinlichkeit eines reinen aerodynamischen Gleichgewichtszustandes mit Drehung um die Hochachse entnommen werden. Dadurch wurde der Verdacht, welchen ich ursprünglich wegen der bei den Unfällen beobachteten großen Drehgeschwindigkeitskomponente um die Hochachse auf eine von der »normalen« Trudelbewegung grundsätzlich verschiedene Bewegung mit einer »Autorotation um die Hochachse« gehabt hatte, beseitigt. Auch das aerodynamische Moment um die Querachse kann in entwickelter Form dargestellt werden. Aus den drei entwickelten aerodynamischen Momenten kann ein Faktor mit derselben Potenz der Geschwindigkeit abgespalten werden, so daß durch Division der zweiten bzw. dritten Gleichung durch die erste Gleichungen dritten bzw. zweiten Grades der Drehwerte gewonnen werden, welche nur noch die Trägheitsmomente enthalten. Die Drehwerte um die Hoch- und Querachse können als Funktion des Drehwertes um die Längsachse für alle Anstellwinkel dargestellt werden. Damit kann auch ein Produkt des Quadrates des Drehwertes um die Längsachse und der beiden anderen Drehwerte als Funktion des Anstellwinkels errechnet werden. Das gleiche Produkt kann auch unmittelbar aus der ersten rotatorischen Gleichung als Funktion des Anstellwinkels dargestellt werden. Die Schnittpunkte der beiden Kurven geben dann die Möglichkeiten rotatorischen Gleichgewichtes um alle drei Achsen. Änderungen der Festwerte konstruktiver und aerodynamischer Art verschieben die Kurven. Durch Ermittlung des Einflusses dieser Verschiebungen auf die Schnittpunkte können die gestellten Fragen beantwortet werden.

Das wichtigste Ergebnis ist, daß Trudelzustände auftreten können, aus welchen das Flugzeug durch Steuerbetätigungen nicht mehr herausgenommen werden kann. Die ungünstigsten Verhältnisse liegen dann vor, wenn Unendlichstellen der Drehwerte um die Hochachse auftreten. Die Ursache von Unendlichstellen ist ein zu kleines Seitenleitwerk. Eine Beeinflussung von geringerer Bedeutung bringt das oben erwähnte Integral mit dem Moment dritter Ordnung, d. h. der Verlauf der Tangentialkraftbeiwertkurve. Aber auch große endliche Werte aus den gleichen Gründen können zu Schnittpunkten führen, welche mit den verfügbaren Ruderausschlägen nicht mehr beseitigt werden können. Große Differenzen der Trägheitsmomente um die Hoch- und Längsachse können über die Drehwerte um die Querachse und große Absolutwerte der Differenzen der Trägheitsmomente um die Längs- und Querachse können über die Drehwerte um die Hochachse zu Schnittpunkten führen, welche ebenfalls mit den Rudern nicht beseitigt werden können. In Anlehnung an die bei der Stabilität gebrauchte Bezeichnung habe ich die auf derartigen nicht beseitigbaren Schnittpunkten beruhende stationäre Drehbewegung des überzogenen Fluges als »katastrophales Trudeln« bezeichnet. Der Einfluß des Seitenleitwerkes auf das Trudeln ist durch Versuche hinreichend bekannt. Es gelingt bei den meisten Flugzeugen durch entsprechende Vergrößerung des Seitenleitwerkes das Trudeln vollständig unmöglich zu machen. Alle sehr rasch trudelnden oder schwer herausnehmbaren Flugzeuge haben ein kleines Seitenleitwerk, so daß das obige Ergebnis bestätigt wird. Der Einfluß des Kreiselmomentes bzw. der Trägheitsmomentendifferenzen um die Hoch- und Längsachse ist schon durch eine Arbeit von Hopf (ZFM 1921 Heft 18) bekannt. Der Einfluß der Trägheitsmomentendifferenz um die Längs- und Querachse findet eine Bestätigung in der Unmöglichkeit des Herauskommens aus dem Trudeln mit dem Short Flugzeug »Springbok«, welches ganz ungewöhnliche Werte der Trägheitsmomentendifferenzen um die Längs- und Querachse aufweist. Auch die Luftdichte, welche nur in der einen Kurve auftritt, kann Einfluß auf das Trudeln haben. Das verschiedene Verhalten von Flugzeugen beim Trudeln in verschiedenen Höhen bestätigt auch dieses Ergebnis. Auf weitere Einflüsse ist in dem Bericht eingegangen. Die aus der ersten Gleichung gewonnenen Kurven ergeben nur Schnittpunkte bei negativen Werten, d. h. bei Autorotation. Dadurch wird für die Ruderausbildung, wenn das Trudeln nicht vollständig ausgeschaltet werden soll oder kann und die Leitwerke nicht ungewöhnlich groß gemacht werden sollen, eine entsprechende Ausbildung der Querruder oder eine Profiländerung mit Hilfe von gleichsinnig bewegten Querrudern als das brauchbarste und seiner primären Einwirkung auf die Autorotation entsprechend wirksamste Mittel in Betracht kommen. Flugversuche mit einem derartigen Muster bestätigten dieses Ergebnis. Eine Berechnung der Querruderwirkung, welche nicht allgemein im überzogenen Fluge vorausgesagt werden kann, ist in dem Bericht angegeben.

Die Möglichkeit der Beeinflussung »katastrophaler« Trudelzustände durch resonanzmäßige Höhenruderausschläge müßte von den unter Berücksichtigung der translatorischen Gleichungen ermittelten Gleichgewichtszuständen als inhomogenes Randwertproblem mit dem Ziel der Ermittlung von Frequenz und Amplituden der Zwangsschwingung gelöst werden. Ob dabei die bei den Stabilitätsuntersuchungen üblichc Methode der kleinen Schwingungen, d. h. Entwicklung nach den Störungsgrößen und Abbrechen der Taylorschen Reihe nach dem zweiten Glied angewendet werden darf, erscheint bei der Größe der Störung, welche bei der großen Stabilität der stationären Zustände dieses katastrophalen Trudelns erforderlich ist, zweifelhaft.

Dipl.-Ing. **Focke:** Herr v. Mallinckrodt muß mich nicht ganz richtig verstanden haben. Ich sagte in meinem Vortrage gerade das Gegenteil, daß nämlich die Drehbewegung der Ente wie Trudeln ausgesehen habe, jedoch, soweit die Wissenschaft heute aussagen könne, nach den Untersuchungen von Herrn Professor Hopf kein Trudeln gewesen sei. Man muß ja bedenken, daß bei den großen, mittelst der Querneigung des Vorderflügels möglichen Seitenmomenten ein so enger Korkenzieher zustande kommen kann, wie wir ihn beim heutigen Normalflugzeug gar nicht kennen.

Prof. v. Kármán bemerkt, daß nach seiner Ansicht für den Übergang in den Trudelzustand die Massenkräfte kaum von Einfluß sein können, weil im allgemeinen während dieses Übergangs die Drehgeschwindigkeiten noch verhältnismäßig gering sind. Die Frage, warum einzelne Flugzeuge leicht ins Trudeln übergehen, andere dagegen nicht, erscheint ihm in erster Linie als eine aerodynamische Frage, die noch nicht völlig geklärt ist.

X. Einfliegen und Nachfliegen neuer Flugzeugmuster.

Vorgetragen von Joachim v. Köppen.

164. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin-Adlershof.
Flug-Abteilung.

Wenn ich Ihnen heute einiges über das Einfliegen und Nachfliegen eines Flugzeugmusters berichte, so tue ich dieses deshalb, um auch weiten Kreisen der Luftfahrt einen Einblick in den Umfang und die Wichtigkeit dieser beiden Aufgaben zu geben.

Als »Einflieger« bezeichnen wir die Flugzeugführer der Herstellerwerke, denen die Entwicklung der fliegerischen Eigenschaften der neuen Muster obliegt. Das »Nachfliegen« erfolgt dagegen durch Führer der von der Behörde beauftragten Prüfstelle.

Die Tätigkeit des Einfliegers beschränkt sich nicht nur auf das Erproben des fertiggestellten Flugzeuges, sondern der Einflieger hat schon reichlich zu tun, wenn das neue Flugzeug auf dem Papier des Konstruktionsbüros entsteht. Er meldet sich also schon beizeiten, kritisiert in der Entwurfsskizze alles, was später am ausgeführten Flugzeug für sein Wohlergehen, seine Aussicht, seine Bequemlichkeit, für die Handhabung der Steuerung und der Triebwerkssbedienung und auch für die Möglichkeit des Fallschirmabsprunges von Wichtigkeit ist. Seine reichen Erfahrungen weisen alles Abwegige zurück.

Es könnten z. B. Konstrukteure den Ehrgeiz haben, Hochdecker zu bauen und den Flügel unmittelbar vor die Augen des Führers zu legen. Der Sichtwinkel, der bei dieser Anordnung verdeckt wird, ist verschwindend klein und läßt, in Grad ausgedrückt, ungeheure Vorteile des Flugzeuges ahnen. Der Einflieger aber weiß, daß ein solcher Flügel, der während der ganzen Lebensdauer des Flugzeuges im Gesichtsfeld des Führers liegt, wohl auf dem Papier, niemals aber im Fluge oder gar beim Anfliegen eines Landeplatzes angenehm wirkt. Auch hinsichtlich der Schwerpunktslage und der Leitwerksausführung erhebt der Einflieger beizeiten seine mahnende Stimme. Er hat die Erfahrung gemacht, daß der Schwerpunkt beim Bau und besonders bei späteren Stücken immer weiter nach hinten rutscht, und daß Höhenruder, die im Verhältnis zur Flossentiefe klein sind, eine Schwanzlandung unmöglich machen.

In allem, was sich mit Sicherheit berechnen läßt, fügt sich der Einflieger der höheren Einsicht der Aerodynamiker und Konstrukteure, in allem aber, was sich nicht berechnen läßt, müssen seine Erfahrungen maßgebend sein. Und da sich auf dem Gebiete der Flugeigenschaften bisher eigentlich nichts berechnen läßt und fast alles Erfahrung ist, ergibt sich ganz selbstverständlich die Notwendigkeit engster Fühlungnahme zwischen Konstrukteur und Einflieger.

Sind die Zeichnungen fertiggstellt, so drängt der Einflieger auf Bau einer Rumpfattrappe. Wenn diese auch aus noch so billigen behelfsmäßigen Mitteln entstanden ist, so deckt sie doch viele Fehler in der Ausgestaltung und Lage des Führersitzes, der Instrumentenanordnung, der Flug- und Triebwerksbedienung auf. Es ist billiger, eine Attrappe aus Pappe zu ändern, als ein Flugzeug zwei Tage vor dem Ablieferungstermin.

Beim Bau des Flugzeuges stellt der Einflieger seine zum Teil schon vom Selbsterhaltungstrieb diktierte Mitarbeit nicht ein. Die Reibung und das Spiel in der Steuerung z. B. prüft er, ehe der Rumpf beplankt ist, also ehe seine Verbesserungswünsche wegen der Unmöglichkeit, die Ursache des Fehlers in der Enge und Dunkelheit des Rumpfinnern festzustellen, zurückgewiesen werden.

Wenn dann schließlich nach diesen und jenen Kämpfen mit dem Betriebs- und Konstruktionsbüro das Flugzeug fertiggestellt ist, kommt der Tag, an dem es zwar noch nicht geflogen, aber doch wenigstens auf die Wage gestellt wird. Den Einflieger interessiert hierbei weniger, um wieviel Kilogramm es gegenüber dem Entwurf zu schwer wurde, als vielmehr, wo der Schwerpunkt sich nun wirklich hinbegeben hat. Er lehnt es ab, zu fliegen, ehe nicht durch Ballast der Schwerpunkt in die der Rechnung entsprechende Lage getrimmt worden ist und ehe nicht die zur Erreichung von Gleichgewicht mit losgelassenem Steuer notwendige Flossenstellung negative oder nur geringe positive Werte zeigt. Andernfalls könnte es nämlich vorkommen, daß bei großen Anstellwinkeln der Höchstauftrieb des Leitwerks überschritten und das Flugzeug infolge der entstehenden schwanzlastigen Momente überzogen wird. Aus dem anschließenden Trudeln könnte es unter Umständen nicht herausgefangen werden.

Überhaupt kann der Einflieger aus dem allgemeinen Aufbau des Flugzeuges schon recht gut auf die späteren Eigenschaften schließen. Liegt der Schwerpunkt sehr weit vorn, so wird das Flugzeug schwer ins Trudeln und leicht wieder herauszubringen sein. Ist es stark positiv gestaffelt, so wird es ähnliche Eigenschaften aufweisen. Hat es rechteckige oder verwundene Flügel, so wird es auch bei großen Anstellwinkeln noch querstabil sein. Der prüfende Blick des Einfliegers erkennt aber auch, ob das querstabile Flugzeug bei starkem Ziehen plötzlich auf den Kopf gehen wird, weil bei Beginn der Ablösung in der Flügelmitte starke kopflastige Momente entstehen. Diese Eigenschaft hat den meist so beliebten »Kavalierstarts« oft ein jähes Ende bereitet.

Fällt der Steuerknüppel beim Loslassen auf Stand schnell nach vorn, so zeigt dies oft nicht nur von geringer Reibung in der Steuerung, sondern auch von großen Rudergewichten. Der Schwerpunkt des Höhenruders liegt dann weit hinter der Drehachse und der Einflieger muß auf Höhenruder-Schwingungen gefaßt sein. Begünstigt werden solche Schwingungen noch dadurch, daß die Steuerung toten Gang aufweist.

Manche Schwingungen kann der Einflieger schon beim Standlauf des Motors erkennen. Schwingen z. B. das Höhen- oder Seitenleitwerk stark um die Bezugsachse, so wird er sicherheitshalber eine zwar unvornehme, aber oft recht zweckmäßige Drahtverspannung anbringen lassen. Er kann den Chefkonstrukteur trösten: mehr als die Hälfte aller freitragenden Leitwerke sind im Laufe ihres Lebens durch Verspannungen abgefangen worden, und was nicht sofort angebracht wird, muß später nachgeholt werden.

Ein guter Einflieger ist niemals leichtsinnig, darum führt er auch die Besichtigung des neuen Musters gewissenhaft durch. Die hohen Prämien der Versicherungsgesellschaften für das Einfliegen sind eigentlich unberechtigt, denn beim ersten und zweiten Flug passiert eben wegen der Vorsicht des Einfliegers erfahrungsgemäß fast nie etwas.

Nun besteigt der Führer das Flugzeug, um die ersten Rollversuche zu machen. Diese dienen vor allem der Prüfung des Fahrwerks hinsichtlich seiner Festigkeit und Dämpfung. Darauf folgen Versuche zur Erprobung der Steuerbarkeit des Flugzeuges am Boden. Hierfür ist es am besten, wenn bei den Rollversuchen Bodenwind herrscht. Es ist nicht so einfach, mit Rücken- oder Seitenwind zu

rollen und dabei — ohne zwischendurch »Karussel zu fahren« — dort hinzukommen, wo man hin will. Wenn es wirklich glücken sollte, dann ist der erste Beweis erbracht, daß das Seitenleitwerk auch bei kleinen Staudrücken ausreicht, und das dürfte kein Nachteil sein. Es ist dagegen unzulässig, daß nach längerem Fluge, der gute Eigenschaften des Flugzeuges erkennen ließ, nach der Landung erst Männer kommen müssen, — bei Hochdeckern sogar Männer mit langen Stangen und Schlaufen daran, — die das Flugzeug erst unter Aufwand großer Kraftanstrengung zur gastlichen Halle dirigieren müssen.

Man merkt beim Rollen am Boden auch, ob das Fahrgestell zu weit vorn oder hinten liegt, und zwar daraus, daß das Rumpfende trotz aller Mühe nicht hoch geht oder aber nicht unten bleiben will. Ist die Spurweite des Fahrgestells zu groß, dann haben größere Bodenunebenheiten oft ein Ausbrechen des Flugzeuges zur Folge. Breiter Radabstand gilt als erwünscht; er muß aber durch entsprechende Kielung des Sporntellers seiner unangenehmen Eigenschaften entkleidet sein.

Beim ersten Flug wird der Führer nicht sehr viel feststellen. An Ergebnissen wird er allenfalls Fehler in der Lastigkeit und den Gleichgewichtszuständen um die Hoch- und Längsachse nach Hause bringen. Das Flugzeug muß nämlich mit der Gasdrosselstellung des Reisefluges horizontal geradeaus fliegen, wenn die Steuerung losgelassen wird. Fehler, wie Hängen, Drehen oder Kopf- und Schwanzlastigkeit, müssen erkannt und beseitigt werden. Voraussetzung für die bei späteren Flügen folgende Stabilitätsprüfung ist nämlich, daß die Gleichgewichtslagen um die einzelnen Achsen erreicht werden können, denn der Begriff »Stabilität« und »Unstabilität« gilt nur für Gleichgewichtszustände.

Die Stabilität um die Querachse wird dadurch geprüft, daß das Flugzeug durch einen Ruderausschlag aus seiner Gleichgewichtslage herausgebracht und beobachtet wird, wie es sich daraufhin mit losgelassenem Höhensteuer verhält. Ist ausreichende Stabilität vorhanden, dann wird das Flugzeug nach einigen Schwingungen um die Querachse in seine Gleichgewichtslage, also in den Horizontalflug, zurückkehren. Andernfalls wird es entweder den Höchstauftrieb überschreiten und über den Flügel gehen oder nach kleinen Anstellwinkeln, also in die Sturzfluglage, hinstreben.

Die Stabilität um die Hochachse wird dadurch geprüft, daß das Flugzeug mit der Quersteuerung parallel zum Horizont gehalten und ein Seitenruderausschlag gegeben wird. Wieder muß das Flugzeug, nach Freigabe der Steuerung, in seine Gleichgewichtslage, die diesmal der Geradeausflug ist, zurückkehren.

Die Stabilität um die Längsachse wird mit in der Stellung des Geradeausfluges festgehaltenem Seitensteuer dadurch geprüft, daß das Quersteuer ausgeschlagen und gleich wieder freigegeben wird. Das Flugzeug muß seine Holmachse von selbst parallel zum Horizont aufrichten.

Man muß es zurzeit noch im Gefühl haben, welches Maß von Stabilität für ein bestimmtes Flugzeug ohne Einbuße an Sicherheit, Steuerbarkeit und fliegerischer Handhabung eingehalten werden muß. Die Verkehrsflugzeuge sollten recht stark stabil sein; die leichten kunstflugtauglichen Muster müssen zwar auch stabil sein, aber nicht über das unbedingt notwendige Maß hinaus. Andernfalls ergibt die zum Erreichen genügender Ruderwirkung notwendige Rudergröße zu starke Steuerkräfte und damit unbequeme fliegerische Handhabung. Vorhanden aber muß Stabilität um alle Achsen mit losgelassenem Steuer in jedem Fall sein, sonst wird eine gefühlsmäßige fliegerische Handhabung unmöglich.

Vor einiger Zeit galt es noch als feststehend, daß um die Querachse statisch stabile Flugzeuge auch dynamische Längsstabilität besitzen. Es wurde aber plötzlich, und zwar gleich an zwei ganz verschiedenen Flugzeugmustern, die unangenehme Beobachtung gemacht, daß trotz genügend erscheinender statischer Stabilität dynamische Unstabilität vorhanden war.

Diese kennzeichnet sich dadurch, daß das Flugzeug mit losgelassenem Steuer nur kurze Zeit in seiner Gleichgewichtslage verbleibt, dann aber zu Schwingungen um die Querachse mit zunehmender Schwingungsweite übergeht, die ein Eingreifen in die Steuerung notwendig machen.

In Zukunft wird der Hersteller auch auf dynamische Stabilität Rücksicht nehmen müssen, und zwar besonders bei Flugzeugen, bei denen die statische Stabilität ausschließlich durch die Formgebung des Flügels erreicht ist, also bei schwanzlosen Flugzeugen.

Die Steuerkräfte sollen untereinander abgestimmt und zur Größe des Flugzeuges in bestimmtem Verhältnis stehen. Eigentlich sollten sie von der Bausicherheit des Tragwerks abhängen. Statiker bewältigen mit Leichtigkeit Steuerkräfte von über 100 kg. Wir Schwächlinge bringen es nach Flugmessungen nicht einmal auf den zehnten Teil. Die Steuerkräfte der Höhen-, Quer- und Seitensteuerung sollen sich etwa wie 100 zu 40 zu 200 verhalten. Das ist natürlich nur für einen bestimmten Flugzustand, z. B. den Reiseflug, erreichbar, denn die Querruder liegen im Gegensatz zu Höhen- und Seitenruder nicht im Schraubenstrahl und unterliegen daher einer ganz anderen Abhängigkeit vom Flugstaudruck als die letzteren.

Die Ruderwirkung, d. h. das durch einen Ruderausschlag hervorgerufene Moment oder die sich ergebende Winkelgeschwindigkeit um die entsprechende Achse soll gleichfalls der Größe und dem Verwendungszweck des Flugzeuges angepaßt sein.

Natürlich soll auch die Wirkung der einzelnen Ruder, also Höhen-, Seiten- und Querruder, untereinander abgestimmt sein. Es gibt aber für diese Abstimmung keine festen Gesetze, ihre Beurteilung muß ganz dem Gefühl des Führers überlassen sein.

Die Formgebung und Größe der Ruder wird für verschiedene Flugzeugmuster immer sehr verschieden bleiben. Die Wahl wird um so schwieriger, je größer der Geschwindigkeitsbereich und die Wendigkeit sein soll.

Der Geschwindigkeitsbereich ist abhängig vom Leistungsüberschuß. Dieser ist aus Sicherheitsgründen, besonders für Verkehrsflugzeuge, sehr wichtig. Eine geringe Leistungsbelastung wird viele Unfälle vermeiden lassen. Diese Tatsache sollte beim Besteller des Flugzeuges ganz besondere Beachtung finden. Ein Beispiel günstiger Wahl der Leistungsbelastung ist das Ford-Verkehrsflugzeug, ausgerüstet mit drei Pratt & Whitney »Wasp«-Motoren von je 425 HP. Das Fluggewicht dieses Musters beträgt 6100 kg, die Leistungsbelastung also nur 4,8 kg/PS. — Vergleicht man diese Zahlen mit entsprechenden Leistungsgrößen deutscher Flugzeuge, so stellt sich bei diesen ein Durchschnitt von 7,8 kg/PS heraus.

Es bleibt noch zu erwähnen, daß mehrmotorige Flugzeuge auch bei Ausfall eines oder mehrer Triebwerke noch steuerbar nach beiden Seiten bleiben müssen. Außerdem ist die Prüfung des Verhaltens des Flugzeuges bei großen Anstellwinkeln von Wichtigkeit. Jedes Flugzeug soll auch bei Geringstgeschwindigkeit voll steuerbar bleiben.

Für die Prüfung der Steuerbarkeit, sei es in bezug auf auftretende Kräfte, auf genügenden oder auf zu großen Ausgleich oder in bezug auf Ruderwirkungen genügen nicht nur Flüge bei ruhigem Wetter. Erst bei böigem Wetter zeigt sich, ob doch noch dieser oder jener Fehler vorhanden ist.

Besonders beachten muß der Einflieger etwaige Schwingungserscheinungen, insbesondere Flügel- und Leitwerksschwingungen. Es ist bekannt, daß eine Reihe von Unfällen auf das einwandfrei beobachtete Auftreten von Flügelschwingungen zurückzuführen ist. Die baulichen Maßnahmen zur Vermeidung solcher Schwingungen sind heute schon eindeutig bekannt. Außerdem ist es durch theoretische und praktische Untersuchungsverfahren möglich, die Höhe der kritischen Geschwindigkeit, d. h. der Geschwindigkeit, bei der gekoppelte Biegungs- und Torsionsschwingungen der Flügel auftreten, mit einiger Genauigkeit zu bestimmen. Es ist aber trotzdem wünschenswert, daß durch Versuchsflüge die Lage der kritischen Geschwindigkeit nachgeprüft wird.

Die Vornahme der Versuche hat natürlich mit der nötigen Vorsicht, d. h. nur mit schrittweiser Steigerung der Geschwindigkeit zu erfolgen. Für Kunstflugzeuge ist vom fliegerischen Standpunkt zu fordern, daß die kritische Geschwindigkeit oberhalb der Endgeschwindigkeit liegt.

Schließlich steht dem Einflieger die manchmal wenig angenehme aber immer sehr wichtige Aufgabe bevor, das Verhalten des neuen Flugzeuges beim Trudeln zu erproben. An sich ist es durchaus unerwünscht, daß ein Flugzeug mit oder ohne Absicht ins Trudeln gebracht werden kann. So interessant die wissenschaftliche Erfassung des Trudelvorganges ist, so wenig wertvoll und brauchbar ist diese Bewegung für die zivile Luftfahrt. Ich persönlich jedenfalls kann mir keine Lage vorstellen, in der das Trudeln irgendwelchen Nutzen bringen kann. Ich glaube, es kann nicht deutlich genug betont werden, daß die Tatsache, daß die Mehrzahl unserer jetzigen Flugzeuge bei großen Anstellwinkeln unstabil um die Längsachse werden und ins Trudeln kommen, der Hauptfehler der heutigen Bauart ist. Ein einwandfreies Flugzeug sollte in jeder Lage, in die es durch Betätigen der Steuerung oder durch Böen gebracht wird, voll steuerbar bleiben. Volle Steuerbarkeit ist aber bei Flugzeugen, die ins Trudeln gebracht werden können, bestimmt nicht vorhanden. Darum muß es meines Erachtens die Hauptaufgabe der Wissenschaft und Praxis sein, Mittel und Wege zu finden, die schlechte Eigenschaft des Flugzeuges zu unterbinden. Bis diese Aufgabe gelöst ist, müßte eigentlich jedes Flugzeug, das ins Trudeln geraten kann, eingehend auf sein Verhalten hierin erprobt werden. Es muß erreicht werden, daß es sofort nach entsprechenden Steuerausschlägen möglichst sogar schon nach Loslassen der Steuerung, seine Trudelbewegung beendet, und daß es keinesfalls in Trudelbewegungen kommt, die gefährlich sind.

Bauliche Maßnahmen zur Erreichung dieses Verhaltens sind bekannt. Besonders wichtig ist die Lage des Schwerpunktes. Dieser sollte keinesfalls hinter dem ersten Drittel der mittleren Flügeltiefe liegen.

Welche Flugzeuge auf ihre Trudeleigenschaften zu prüfen sind, entscheidet man nach dem Fluggewicht — z. B. bis zu einem Fluggewicht von 1500 bis 2000 kg —, da noch größere Flugzeuge infolge ihrer Trägheit nur schwer ins Trudeln kommen werden, und nach dem Verwendungszweck. Flugzeuge, die der Schulung, dem Sport und der Übung dienen, werden, da auf ihnen noch nicht voll ausgebildete oder erfahrene Flugzeugführer Verwendung finden, am häufigsten unfreiwillig ins Trudeln gebracht.

Die praktische Prüfung der Trudeleigenschaften vollzieht sich zweckmäßig schrittweise. Zunächst werden nur wenige, zuletzt aber so viele Umdrehungen ausgeführt, bis der Zustand erreicht ist, in dem Luft- und Massenkräfte im Gleichgewicht sind.

Dieser Zustand tritt nach rd. 6 bis 8 Umdrehungen ein. Läßt sich das Flugzeug stets und unabhängig von der Umdrehungszahl und Drehrichtung leicht zum Normalflug überführen, so kann es als in seinem Verhalten einwandfrei bezeichnet werden.

Unser Einflieger hat inzwischen schon große Mengen Brennstoff verflogen und die Konventionalstrafe für verspätete Ablieferung des Flugzeuges hat nahmhafte Beträge erreicht, aber er hat sein Flugzeug endlich in Ordnung gebracht und damit die viel höheren Kosten für die sonst notwendigen nachträglichen Änderungen erspart.

Der Nachflieger hat nach solcher Vorarbeit nicht viel zu tun. Er braucht nur hinter all die kleinlich detailierten Fragen seines Flugeigenschafts-Prüfberichtes, die wissen wollen, ob auch alles in Ordnung ist, ein erlösendes »Ja« zu setzen. Dieser Idealzustand wird tatsächlich mitunter erreicht. Aber so schön ist es leider nicht immer. Oft bedarf es noch langwieriger systematischer Änderungen, um dem Muster den ehrenvollen Titel der »Lufttüchtigkeit« zu verleihen.

Der Nachflieger und der Einflieger unterscheiden sich trotz der Ähnlichkeit ihrer Tätigkeit darin, daß der Einflieger die Flugzeuge seines Werkes zwar eingehend kennt, nicht aber die der Konkurrenz. Der Nachflieger dagegen kennt die Eigenschaften aller deutscher Muster und damit all die typischen Eigentümlichkeiten der Flugzeuge der einzelnen Hersteller.

Dafür tritt aber nur zu oft an ihn die angenehme Aufgabe heran, besondere Rätsel zu lösen, z. B. zu versuchen, warum irgendein Flugzeug nicht aus dem Trudeln herausgefangen werden kann, oder festzustellen, ob sich bei einem Flugzeug in der Nähe der Endgeschwindigkeit gefährliche Leitwerksschwingungen ergeben. Oft auch muß er bei Werken, die keinen oder keinen genügend erfahrenen Werkflieger besitzen, selbst die Arbeit des Einfliegens übernehmen. Der angenehmste Teil seiner Tätigkeit aber ist der, daß er zwischen Hersteller und Halter steht.

Während der eine alle Kosten für nachträgliche Änderungen eines Musters seinem bösen Willen zuschreibt, wird der andere ihn für spätere sich im Laufe des Betriebes eines Flugzeuges herausstellende Mängel verantwortlich machen.

Wir müssen uns dabei vor Augen führen, daß die Beurteilung der Flugeigenschaften heute rein qualitativer Art ist. Sie wird es trotz der im Entstehen begriffenen Meßverfahren zur quantitativen Feststellung einiger Eigenschaften in gewisser Hinsicht auch für die Zukunft bleiben.

Der Einflieger und der Nachflieger arbeiten auf einem Gebiet, das nicht mehr reine Praxis, aber auch noch lange nicht reine Wissenschaft ist. Kritisiert wird ihre Tätigkeit von beiden Seiten. Das gegenseitige Vertrauen ist darum das Wichtigste. In demselben Maße, wie der Einflieger und Nachflieger Vertrauen zu den Konstrukteuren und deren Fähigkeiten haben muß, müssen auch diese den Feststellungen und Angaben des Flugzeugführers Vertrauen schenken. Dieses Vertrauen ist die Grundlage jeder Zusammenarbeit; Zusammenarbeit aller Kreise der Luftfahrt aber ist die Grundbedingung für den weiteren Fortschritt!

Aussprache:

Dr.-Ing. E. Schatzki: Herr v. Köppen hat Ihnen berichtet, wie Einflieger und Nachflieger sich in der Entwicklung eines neuen Flugzeuges teilen. Ich möchte seine Ausführungen insoweit ergänzen, als sie den Dritten im Bunde, den Flugzeughalter, betreffen.

Er befindet sich in einer bedauernswerten Lage. Keiner wäre glücklicher als er, wenn das Flugzeug in seinen Eigenschaften den Anforderungen des Verkehrs in jeder Weise genügte und alle Führer würden sich um das neue Flugzeug reißen. Zum Glück ist dieser Fall nicht selten, und man kann der deutschen Flugzeugindustrie wohl das Lob aussprechen, daß sie es verstanden hat, die immer mehr gestiegenen Anforderungen an die Flugeigenschaften der Flugzeuge mit großem Geschick zu erfüllen.

Leider, und dies liegt wohl in der Natur der Sache, stellt sich gelegentlich heraus, daß diese oder jene Eigenschaft des Flugzeuges sich auf die Dauer nicht angenehm bemerkbar macht, ja gegebenenfalls zu Unerträglichkeiten führt. — Was soll nun der arme Flugzeughalter tun?

Zunächst wird er sich dadurch mißliebig machen, daß er dem Hersteller leise andeutet, daß wohl noch Änderungen vorzunehmen seien. Man nennt das »Meckern«, und wer meckert, ist nicht beliebt.

Daß der Flugzeughalter aber so bösartig sei und am liebsten den Nachflieger haftbar machen möchte, wie Herr v. Köppen meint, ist ganz bestimmt nicht wahr. Die DLH sieht im Nachflieger ihren guten Freund, der von vornherein dafür sorgt, daß solche Fehler nur in Ausnahmefällen eintreten können. Dieselbe Dankbarkeit fühlt sie für den Einflieger, der sein Leben dafür einsetzt, um dem neugeborenen Flugzeug das Fliegen zu lehren.

Es kann immer wieder vorkommen, daß Fehler einer Flugzeugbauart sich erst nach vollendeter Prüfung herausstellen. Da es sich hierbei leider immer auch um materielle Interessen handeln muß, und infolgedessen sich gelegentlich eine etwas gereizte Stimmung leider einzustellen pflegt, möchte ich diese Gelegenheit benutzen, um Ihnen einmal

vom Standpunkt des Flugzeughalters zu sagen, warum sich solche Fälle zurzeit nicht vermeiden lassen.

Die Erkenntnis über die erforderlichen Flugeigenschaften ist in den letzten Jahren zu größerer Klarheit gediehen. Während man früher wohl sagen konnte, daß jeder Flugzeugführer seinen eigenen Stil fliege, und sich deshalb auch eindeutige Anforderungen an die Flugeigenschaften nicht aufstellen ließen, liegen heute die Anforderungen an Flugeigenschaften in ihren Grundlinien fest. Herr v. Köppen hat das ausführlich geschildert, und ich habe vom Standpunkt des Verkehrsfliegers aus nichts hinzuzusetzen.

Leider weiß man aber wenig über das erforderliche oder zulässige Maß der auftretenden Steuerkräfte und Steuerwirkungen. Die DVL hat in überaus dankenswerter Weise dieses Problem aufgenommen, und es ist zu hoffen, daß in absehbarer Zeit genauere Grundlagen vorliegen werden. Wir sind zur Zeit aber noch weit davon entfernt, alle wünschenswerten Eigenschaften eines Flugzeuges zahlenmäßig festlegen zu können; außerdem bringt die Technik dauernd neues Material, das andere Bedienung verlangt, und auch die Flugtaktik kommt immer weiter. Kurzum, ein Dauerzustand ist noch nicht abzusehen — zum Glück für die allgemeinen Aussichten der Luftfahrt, leider aber zum Nachteil für die spezielle Aufgabe, um die es sich hier handelt. Einflieger und Nachflieger werden auch später noch wie bisher sich in vielem auf ihr Gefühl verlassen müssen und werden deshalb Fehlern unterworfen sein.

In einzelnen Fällen wird sogar beim Einfliegen und Nachfliegen eine Eigenschaft als fehlerhaft erkannt, jedoch die Auswirkung dieses Fehlers in der Praxis unterschätzt. Das wirkt sich dann besonders heimtückisch und ärgerlich aus; vor allem, wenn das Musterflugzeug nicht gleich in Betrieb genommen wird und weitere Flugzeuge der Serie angefertigt werden, die dann alle den gleichen Fehler tragen.

Es hat sich immer mehr herausgestellt und wird wohl kaum noch bestritten werden, daß die Eigenschaften eines Flugzeuges in ihrem vollen Umfang erst in einer längeren Erprobung unter den Verhältnissen seines Verwendungszwecks festgestellt und beurteilt werden können. Dieser Erkenntnis muß meines Erachtens Rechnung getragen und die Verhältnisse des Verwendungszwecks bei der Prüfung möglichst nachgeahmt werden. Ich denke z. B. dabei an Landungen über künstliche Hindernisse, Fliegen bei abgedecktem Führerraum zur Nachahmung des Blindfliegens und ähnliches.

Da aber auch die so erwartete Prüfung nicht allen Betriebsumständen Rechnung tragen und vor allen Dingen auch nicht solche Fehler ans Tageslicht bringen kann, die sich erst beim längeren Fluge und bei ungünstigen Wetterumständen einstellen, wird es sich nach wie vor ereignen, daß sich bei der Erprobung Mängel herausstellen, deren Behebung erforderlich wird.

Hersteller und Flugzeughalter sollten sich von vornherein darüber klar sein, daß solche Fälle auftreten werden und daß das endgültige Urteil über die Flugeigenschaften eines Flugzeuges nicht nach dem Einfliegen, auch nicht nach dem Nachfliegen, sondern erst nach vollendeter Erprobung restlos gefällt werden kann. Der Flugzeughalter bittet deshalb darum, daß seine Klagen als ein Beitrag zur Entwicklung neuer Flugzeugmuster aufgefaßt werden mögen.

v. Mallinckrodt: Meine Damen und Herren! Es hat mich interessiert, erneut zu hören, daß bisher noch keine ausreichende Formel für die Trudelbewegung gefunden wurde. Zahlreichen Abstürzen ging aber das Trudeln voraus, ich möchte daher den Praktikern ans Herz legen, sich in schwierigen Situationen des Seitensteuers zu erinnern. Nach meinen Erfahrungen ist das Seitensteuer in kritischen Situationen — sofern diese nicht von von außerhalb an die Maschine herantretenden Ereignissen herrühren — das ausschlaggebende Steuer.

Gerät die Maschine z. B. freiwillig oder unfreiwillig ins Trudeln und ist sie mit den üblichen Maßnahmen nicht hochzurichten, so forcieren Sie die Drehbewegung dadurch, daß Sie im gleichen Sinne der Maschinenlage die Querruder betätigen und mit dem Seitensteuer verfahren, als wenn Sie einen Kurvengleitflug weniger steil gestalten wollten, treten also — natürlich unter Benutzung Ihres Feingefühls — entgegen der Drehrichtung der Maschine ins Seitensteuer. Sie betrachten also das Trudeln einfach als normalen Kurvengleitflug. — Herr v. Köppen hat diesen Vorschlag, der seinerzeit nach dem Bäumerschen Absturz zur Rede stand, praktisch erprobt und wird die Bestätigung geben können. Es ist mir sogar gelungen, eine kriegsmäßig ausgerüstete und besetzte Ru CI nach einem unfreiwilligen Abtrudeln von mehr als 1000 m mit Vollgas in dieser Weise wieder hochzurichten, — im übrigen eine außerordentliche Belastungsprobe. Auch Abstürze, die auf konstruktive Mängel zurückzuführen waren, ließen sich in dieser Weise aufhalten bzw. zu einem erträglichen Bruch gestalten.

Nicht unerwähnt möchte ich lassen, daß ich außer beim Kunstflug keinen Grund wüßte, aus dem Trudeln notwendig wäre, auch vom militärischen Standpunkt aus ist das Trudeln nicht zu begründen. Wer sich durch Trudeln zu entziehen sucht, ist unklug!

Herr v. Köppen sprach von dem hier und da schwierigen Zusammenarbeiten zwischen Versuchsflieger und Konstrukteur. Wie es ganz natürlich von hoher Bedeutung ist, daß beide in jeder Beziehung gut miteinander zu arbeiten verstehen, so ist es unerläßlich, daß der Konstrukteur nicht von vornherein Feststellungen des Versuchspiloten oder Bedenken in bestimmter Richtung einfach ablehnt, sondern die Dinge mit demselben Ernst überprüft, als ginge es um sein eigenes Leben. Dabei fällt mir auch die Erörterung über die Focke-Wulf-Ente ein, meine Bedenken müssen natürlich nicht für jeden Ententyp zutreffen, jedenfalls sind meine Bedenken gut gemeint und sie bestehen trotz der nach mir geäußerten gegenteiligen Meinung unvermindert weiter.

Herr v. Köppen gab zum Schluß seiner Auffassung von seiner grundsätzlichen Einstellung zum Fortschritt Ausdruck. Ich erinnere mich dabei der Worte, die der Herr Ministerialdirigent Brandenburg gestern Abend im Kaiserhof von »Seele und Wind« sprach. In einem Versuchsflieger aber — und in dem Vortragenden haben wir ja einen sehr tüchtigen und glückhaften Repräsentanten dieses Berufes vor uns — muß ein Orkan leben, eine allen Ereignissen trotzende Spannkraft und immer wieder vorwärtsstürmende Aktivität, ohne die er seinen gefahrvollen Beruf, der Vorkämpfer sein bedeutet, nicht zu erfüllen vermag. Wer diese Kraft des Vorwärtsstürmens, die zu verehren und zu verkörpern wir den treuen und dahingegangenen Kameraden so oft geloben, nicht in sich fühlt, wird bewußt oder unbewußt den durch die Jugend der Luftfahrt bedingten voranstürmenden Gang hemmen.

Es war erfrischend, heute Morgen Herrn Fokker, der ja auch einen ganz hervorragenden — vielleicht den besten — Versuchsflieger in sich verkörpert, mit frohestem Optimismus sprechen zu hören. Wenn er recht behält, so werden ja nun bald die — wie Fokker sagte — Alten, worunter ich keinesfalls die weißhaarigen, sondern die an Geist und Herz alt Gewordenen und die Überheblichen verstehe, verschwunden sein.

Darum: Freie Bahn den mutigen, opferbereiten und jugendlichen Kräften!

XI. Vergleichende Flugleistungsmessungen[1]).

Vorgetragen von W. Pleines.

Die deutschen Flugzeugmuster der letzten Entwicklungsjahre unterscheiden sich im aerodynamischen und statischen Aufbau, in Leistungen und Eigenschaften vielfach grundlegend voneinander und von den Baumustern der letzten Kriegsjahre. So ist z. B. statt der früher üblichen statisch unbestimmten, mehrstieligen verspannten Doppeldeckerbauart mit dünnem Flügelschnitt heute in Deutschland der freitragende und halbfreitragende Eindecker und Doppeldecker mit verhältnismäßig dickem Flügelschnitt vorherrschend.

Ein Vergleich der Flugleistungen solcher Flugzeugmuster ist für Wissenschaft und Praxis von Interesse. Uns wurde deshalb die Aufgabe gestellt, mit den vorhandenen Mitteln ein praktisch einfach durchzuführendes Meßverfahren zu entwickeln, das einen Leistungsvergleich verschiedener Flugzeugmuster gestattet. Zu den zur Verfügung stehenden Flugzeugen, die verschiedenen Entwicklungsrichtungen zuzusprechen sind und aus verschiedenen Baujahren stammen, gehörten:

Flugzeug a): ein Flugzeug vom Muster Junkers-W 33 mit Junkers L 5-Motor (Baujahr 1926, Abb. 1).

Flugzeug b): ein Flugzeug vom Muster Junkers-A 35 mit Junkers L 5-Motor (Baujahr 1926, Abb. 2).

Flugzeug c): ein Flugzeug vom Muster Rumpler-Ru C IV mit BMW IV-Motor (Baujahr 1917, Abb. 3).

Flugzeug d): ein Flugzeug vom Muster Heinkel-HD 22 mit BMW IV-Motor (Baujahr 1926, Abb. 4).

Abb. 5 zeigt nochmals eine maßstabgleiche Seitenansicht der vier Flugzeugmuster.

Von vornherein wurde bewußt darauf verzichtet, den Gesamtgütegrad dieser aus verschiedenen Baujahren stammenden und verschiedenen Baugrundsätzen zuzusprechenden Flugzeugmuster zu ermitteln. Diesen Wertmesser bestimmen eine Reihe wichtiger Faktoren, wie z. B. Flugleistungen, Flugeigenschaften, bautechnische Leistungen, bauliche Einzelleistungen, Festigkeit und Baugewichte, Verwendungszweck, Kosten für Herstellung, Instandhaltung und Lebensdauer. Es sollte lediglich durch Lösung einer dieser Unteraufgaben die Größe der aerodynamischen Güte, gekennzeichnet durch den Verlauf und die Größe von Gesamtauftrieb und Gesamtwiderstand, bestimmt und verglichen werden.

Die Wahl des Meßverfahrens verlangt eine Entscheidung darüber, ob die aerodynamische Güte der Zelle allein oder der Zelle + Luftschraube einem Vergleich unterworfen werden soll.

Der Vergleich von Tragwerk + Luftschraube ist dann am ehesten möglich, wenn die verschiedenen Flugzeugmuster mit Motoren gleicher Leistung ausgerüstet sind. Diese Vorbedingung ist erfüllbar, die Anwendung dieses Vergleichsverfahrens somit naheliegend.

Werden verschiedene Luftschrauben verwendet, so müssen diese für alle in Frage kommenden Fortschrittsgrade gleich gute Wirkungsgrade besitzen. Diese Forderung ist schwer und nur auf Grund umfangreicher Flugversuche erfüllbar. Es sind jedoch hierbei auch Vereinfachungen möglich, die die Wahl eines geeigneten Verfahrens erleichterten, auf die später näher eingegangen werden soll.

[1]) Der Vortrag ist eine gekürzte Wiedergabe des in der Luftfahrtforschung Bd. 6 (1930), S 137, und im DVL-Jahrbuch 1930, S. 623, erschienenen 165. DVL-Berichtes.

Ein Vergleich der Tragwerke allein schaltet Fehler in der Motorleistung, in der Auswahl geeigneter Luftschrauben und infolge Beeinflussung von Auftrieb und Widerstand durch



Abb. 1. Junkers-W 33 mit Junkers L 5-Motor (Baujahr 1926).

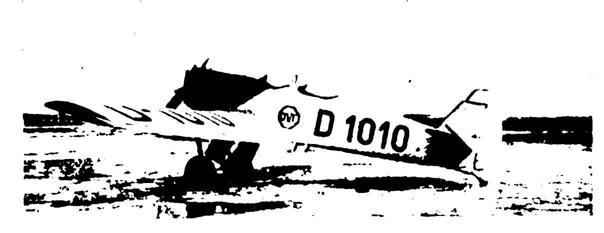


Abb. 2. Junkers-A 35 mit Junkers L 5-Motor (Baujahr 1926).



Abb. 3. Rumpler-Ru C IV mit BMW IV-Motor (Baujahr 1917).



Abb. 4. Heinkel-HD 22 mit BMW IV-Motor (Baujahr 1926).

den Schraubenstrahl, infolge gegenseitiger Beeinflussung einzelner Bauteile usw. von vornherein aus. Das bedingt Ersparnis umfangreicher Vorversuche. Theoretisch erscheint somit ein solcher Vergleich der Leistungen verschiedener Flugzeuge zur eindeutigen Bestimmung ihrer aerodynamischen Güte als am geeignetsten. Praktisch ist er jedoch in Deutschland noch undurchführbar.

Ein Maßstab für die aerodynamische Güte eines Flugzeuges ist der Verlauf seiner Polarkurve. Es gibt aber eine Reihe von Polaren innerhalb aller den Arbeitsbereich eines Flugzeuges umfassenden Flugzustände vom Steigflug bis zum Gleitflug, da Auftrieb und Widerstand durch den Schraubenstrahl nicht unwesentlich und verschieden stark

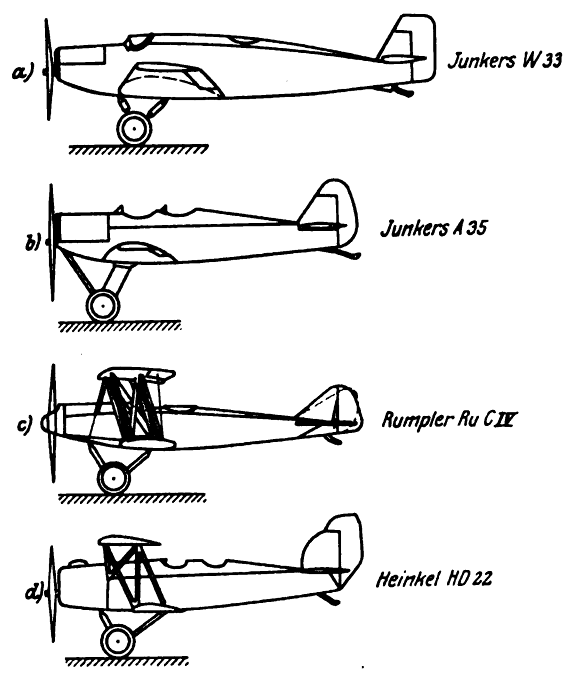


Abb. 5. Seitenansicht der vier Flugzeugmuster in gleichem Maßstabe. Die alte Form des Seitenleitwerks des Flugzeugs c) ist gestrichelt eingezeichnet.

beeinflußt werden. Als wichtigster und häufigster Flugzustand kann der Zustand Schub = Widerstand, d. h. der Wagrechtflug, betrachtet werden. Messungen der Wagrechtgeschwindigkeit bei verschiedener Motorleistung gehören zu den Flugmessungen, die mit den denkbar einfachsten technischen Hilfsmitteln, den geringsten meßtechnischen Schwierigkeiten und kleinsten Fehlerquellen möglich sind.

Erleichtert wurde die Wahl dieses Betriebszustandes für das beabsichtigte Vergleichsverfahren noch durch die Tatsache, daß bei Steig- und Gleitflugmessungen die Leistungsbedingungen für das Triebwerk erheblich größeren thermodynamischen Veränderungen durch wechselnde Kühlwassertemperaturen und veränderte Gemischbildung unterworfen sind. Sie sind geeignet, die Meßgenauigkeit noch weiter herabzusetzen. Auch auf die Anzeige der Meßgeräte, besonders des Staudruckmessers, die immer Mängel irgendwelcher Art aufweisen und ständiger Überwachung bedürfen, ist der Flugzeugführer bei allen anderen Flugmessungen mehr als bei Geschwindigkeitsmessungen angewiesen.

Die Meßgenauigkeit bei Geschwindigkeitsflügen war bereits vorher durch eingehende Vorversuche über den Einfluß verschiedener Fehlerquellen näher untersucht worden. Dabei war festgestellt worden, daß ein Vergleich der aerodynamischen Güte für den Flugzustand »Schub = Widerstand« wegen der Einfachheit und Genauigkeit der Durchführung allen anderen Verfahren vorzuziehen ist.

Bei allen Flügen wurde auf gleiche Einhaltung der Stellung der Kühlerklappen und Höhenflosse geachtet. Die Flüge mit großem Fortschrittsgrad wurden in Höhen von 50 bis 100 m, die Flüge mit kleinem Fortschrittsgrad aus Gründen der Sicherheit in Höhen bis zu höchstens 500 m ausgeführt.

Die jeweilige der Luftwichte und Temperatur in Flughöhe entsprechende Motorleistung wurde durch Bremsflügeleichungen am Stand vor und nach jedem Flug und Umrechnung auf den Versuchstag und die Versuchshöhe ermittelt. Die Drehzahlen im Fluge entsprachen den mittleren Drehzahlen des Motors auf den einzelnen Geschwindigkeitsstrecken.

Die erforderliche genaue Einhaltung der gleichen Drosselstellung beim Geschwindigkeitsflug und bei den Bremsversuchen am Stand wurde dadurch erreicht, daß das Drosselgestänge unter Vermeidung von totem Gang in den Anlenkpunkten mechanisch steif ausgebildet wurde; Umlenkhebel wurden nach Möglichkeit vermieden. Daß der Zweck dieser Maßnahme erreicht wurde, bewiesen Bremsversuche am Stand, bei welchen sich bei mehrmaligem Abbremsen mit der gleichen Drosselstellung Drehzahlunterschiede von höchstens 10 U/min ergaben.

Der zahlenmäßige Vergleich der aerodynamischen Güte der Zellen + Luftschrauben würde nach den bisherigen Ausführungen noch dadurch erschwert, daß die Luftschrauben und ihre Leistungsbedingungen verschieden sind.

Da jedoch die erwähnten Flugzeugmuster mit Motoren annähernd gleicher Leistung ausgerüstet sind, konnte stets dieselbe Luftschraube Verwendung finden. Die Auswahl dieser Luftschraube wurde so getroffen, daß ihr Betriebszustand demjenigen der vier verschiedenen Flugzeugmuster in annähernd gleicher Weise entsprach. Es stand dabei nicht die Frage zur Entscheidung, ob diese Luftschraube auch gleichzeitig für jedes Flugzeug die beste war.

Der Geschwindigkeitsbereich der einzelnen Flugzeugmuster ist zwar verschieden, ein großer Teil des Bereiches wird jedoch von einer allen gemeinsamen Fortschrittsgradspanne erfaßt. Innerhalb dieser folgt der Luftschraubenwirkungsgrad dann dem gleichen Gesetz, wenn die Betriebsbedingungen der Schraube bei allen Flugzeugen die gleichen sind. Das setzt aber voraus, daß der Wirkungsgrad nicht durch die abweichende bauliche Gestaltung der verschiedenen Flugzeuge — besonders der Rumpfteile, die unmittelbar hinter der Luftschraube liegen — maßgebend beeinflußt wird. Nun zeigen die vier Flugzeugmuster in der Formgebung des Rumpfvorderteiles — drei Flugzeuge waren mit in Formgebung und Abmessungen ähnlichem Stirnkühler ausgerüstet — keine allzu großen Abweichungen. Es kann deshalb wohl angenommen werden, daß der Luftschraubenwirkungsgrad innerhalb des gleichen Fortschrittsgradbereiches für alle diese Flugzeugmuster auch praktisch angenähert den gleichen Verlauf hat. Der nähere Beweis für diese Annahme wird später noch erbracht werden. Vorerst kann mit einiger Sicherheit vorausgesetzt werden, daß die durch mögliche Änderung der Betriebsbedingungen der Luftschraube bei den verschiedenen Flugzeugen verursachten Abweichungen im gesetzmäßigen Verlauf des Wirkungsgrades praktisch vernachlässigbar klein sind.

Bei der hier nicht näher entwickelten rechnerischen Erfassung der Versuchsergebnisse und der rechnerischen Ermittlung der Auftriebsbeizahl c_a und Widerstandsbeizahl c_w mit Hilfe der beiden Gleichgewichtsbedingungen für den unbeschleunigten Wagrechtflug ist die Größe des praktisch kleinen Winkels $(\alpha - \varkappa)$ zwischen Schraubenachse und Flugbahnrichtung vernachlässigt.

Die Widerstandsbeizahl c_w läßt sich allerdings nicht unmittelbar ermitteln, sondern lediglich in der verkleideten Form $\frac{c_w}{\eta}$. Es steckt mithin in diesem Faktor noch der Wirkungsgrad η der Luftschraube, der als Wertmesser der Antriebsleistung die Größe des Verhältnisses der Luftschraubenleistung zur effektiven Motorleistung bestimmt. Innerhalb des kleinen Fortschrittsgradbereiches, der bei den vorliegenden Geschwindigkeitsflügen in Frage kommt, erreicht der Luftschraubenwirkungsgrad seinen Bestwert. Infolgedessen ändert er sich auch nur wenig mit dem Fortschritts-

grad. Man kann wohl mit einiger Berechtigung den Wirkungsgrad als konstant ansetzen.

Die nach dem eben beschriebenen Meß- und Rechnungsverfahren ermittelten c_a- und $\frac{c_w}{\eta}$-Werte der Flugzeuge a, b, c und d sind in der Abb. 6 vergleichend gegenübergestellt.

In dem Schaubild sind gleichfalls die induzierten Polaren der einzelnen Tragwerke eingetragen.

In Abb. 7 ist der Leistungsbedarf N_H für die drei Flugzeuge a, b und c abhängig von der Geschwindigkeit v verglichen.

Die Größe der Gesamtwiderstände der einzelnen Flugzeugmuster, in diesem Fall durch $\frac{c_w}{\eta}$ gekennzeichnet, ist im wesentlichen durch die Größe der Flügelfläche mitbestimmt. Die Fluggewichte der einzelnen Flugzeugmuster bei den Flugmessungen waren angenähert gleich, die Flügelflächen sind aber zum Teil um mehr als 50 vH verschieden. Der tatsächliche Unterschied des Auftriebs und Widerstands der einzelnen Flugzeuge ist somit aus Abb. 6 nicht erkennbar. (Vergleich mit dem Königschen Zugkraftdiagramm: W in $f(q)$ für verschiedene Flügelflächen.) Dieser geht aus Abb. 8 hervor, in der $c_a \cdot F$ über $\frac{c_w}{\eta} \cdot F$ dargestellt ist; diese Darstellung läßt die vergleichbare Größe des wirklichen Geschwindigkeitsbereiches einzelner Flugzeuge ohne weiteres erkennen. Die Auswahl des Flügelschnitts ist meist hinsichtlich der Profildicke durch die Bauart festgelegt, mit der Wahl der Flügelfläche hat der Konstrukteur es dagegen in der Hand, bestimmten Aufgaben und Leistungsforderungen nachzukommen. Man kann dabei wohl annehmen, daß die untere Grenze des geforderten Geschwindigkeitsbereiches, die Landegeschwindigkeit, aus praktischen Erwägungen heraus von vornherein festliegt. Diese Grenze bedingt eine bestimmte Größe der Flügelfläche. Die Größe der oberen Grenze, die Höchstgeschwindigkeit, wird dann im wesentlichen nur noch durch die Größe der schädlichen Widerstände, also durch die Formgebung des Rumpfes, des Leitwerks und des Fahrwerks maßgebend beeinflußt.

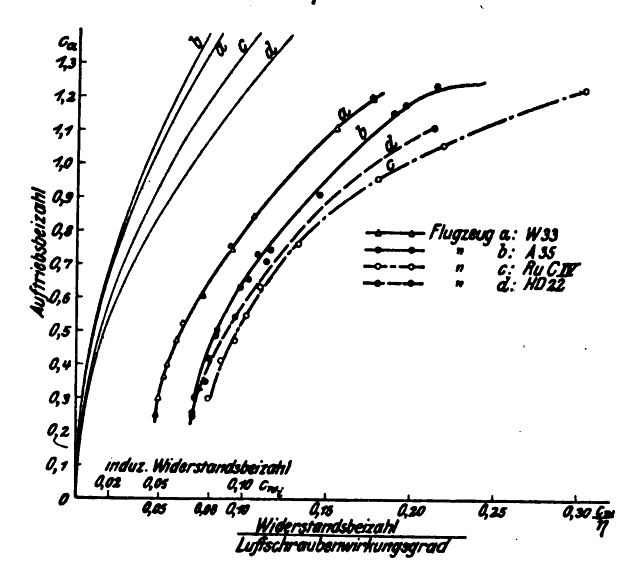


Abb. 6. Vergleich der c_a- und $\frac{c_w}{\eta}$-Werte der vier untersuchten Flugzeuge.

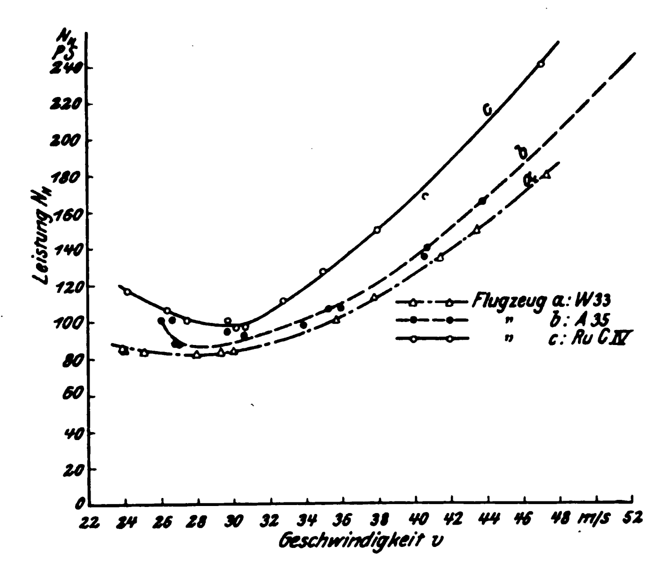


Abb. 7. Leistungsbedarf N_H für die Flugzeuge a, b und c in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit v.

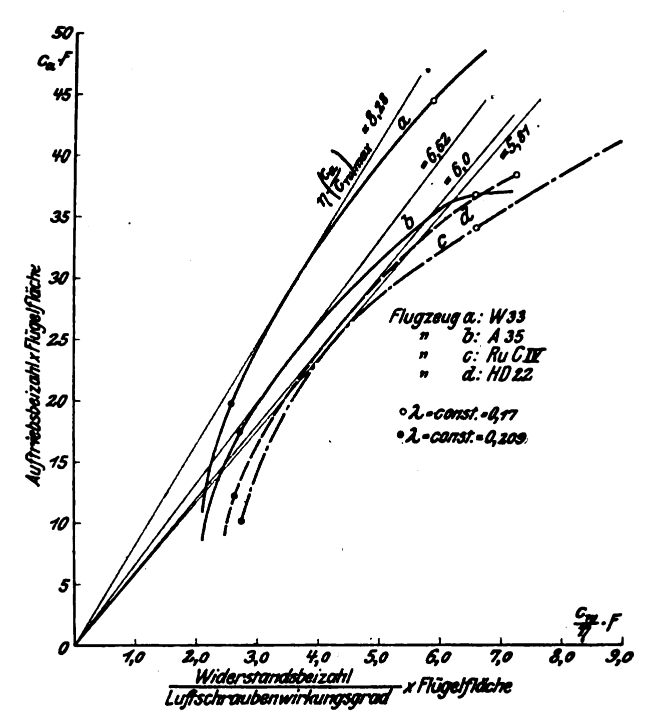


Abb. 8. Auftriebsbeizahl mal Flügelfläche der vier Flugzeuge in Abhängigkeit von dem Wert $\frac{c_w}{\eta} \cdot F$.

Überschneiden sich die Polaren zweier Flugzeuge, so sind ihre Leistungen innerhalb eines bestimmten Teils ihres Geschwindigkeitsbereiches verschieden zu werten (z. B. Flugzeug b und d). Im gesamten Geschwindigkeitsbereich ist dagegen z. B. Flugzeug a dem Muster b an Güte überlegen.

Zur Frage der Meßgenauigkeit ist zu bemerken, daß fehlerhafte Meßergebnisse in der Ermittlung der c_a- und $\frac{c_w}{\eta}$-Werte im wesentlichen an die Größe der Fehler bei der Geschwindigkeitsmessung und Leistungsbestimmung gebunden sind.

Bei Meßflügen, bei denen die zeichnerische Ermittlung der wahren Eigengeschwindigkeit einen größeren Gesamtfehler als 1 bis 2 vH erkennen ließ, wurde die Messung stets wiederholt.

Ungenau wurde jedoch die Leistungsbestimmung bei Berücksichtigung der Abnahme der Motorleistung mit der Höhe an Tagen, an denen die Abnahme der Luftdichte und Temperatur nicht gesetzmäßig erfolgte. Auch der Einfluß der Schwankungen der Temperatur und des Feuchtigkeitsgehaltes der Luft auf die Gemischbildung läßt sich nicht ohne weiteres erfassen. Weiterhin ergaben die Versuche, daß gerade bei denjenigen Gleitzahlen, für die der Leistungsbedarf einen Mindestwert erreicht, also im Drehzahlbereich von 900 bis 1050 U/min, bei allen Motoren ein sogenannter »kritischer« Drehzahlbereich lag. Dieser äußerte sich bei der Standbremsung in Schwankungen der gemessenen Drehzahlen um mehr als 10 U/min. Diese Schwankungen sind

im wesentlichen verursacht durch Schwingungen der Kurbelwelle und ihrer bewegten Massen und durch die hierbei hervorgerufene Änderung der Reibungsverhältnisse. Zum Teil sind darauf z. B. die Streuungen der Polarenwerte für das Flugzeug b in diesem Bereich zurückzuführen.

Die Ergebnisse der nach dem beschriebenen Verfahren ermittelten Leistungsmessungen wurden noch auf eine zweite Weise nachgeprüft. Ein Maß für die Größe der Leistungsaufnahme einer Luftschraube von einer bestimmten Schraubenkreisfläche und Umfangsgeschwindigkeit ist ihr Drehleistungswert k_l.

Bei Steig- und Gleitflügen wurden Geschwindigkeit, Motordrehzahl und Luftwichte gemessen. Aus diesen Größen wurden die k_l-Werte errechnet.

Abb. 9 zeigt die Ergebnisse dieser Eichflüge in Abhängigkeit vom Fortschrittsgrad. Da die einzelnen k_l-Werte entsprechend der Meßgenauigkeit streuen, wurde eine mittlere k_l-Kurve bestimmt.

Es zeigt sich, daß die Betriebsbedingungen der Luftschraube für die verschiedenen Flugzeugmuster praktisch die gleichen sind, denn die Streuungen aller k_l-Werte liegen innerhalb der Meßgenauigkeit, die auch für die k_l-Werte eines Flugzeuges gilt. Wenn der Einfluß der Formgebung, z. B. des Rumpfvorderteils der Ru C IV, die nicht mit Stirnkühler ausgerüstet ist, auf die Betriebsbedingungen und den Wirkungsgrad der Luftschraube vorhanden wäre, müßten auch ihre k_l-Werte entsprechend abweichen. Daß dies nicht der Fall ist, zeigt Abb. 9.

Aus den mittleren k_l-Werten wurden die bei den einzelnen Geschwindigkeitsflügen im Bereich: Schub = Widerstand von der Schraube aufgenommenen Drehmomente und aus diesen die Größe der $\frac{c_w{}^{\times}}{\eta}$-Werte errechnet. Die nach diesem zweiten Verfahren ermittelten $\frac{c_w}{\eta}$-Werte sind in der Abb. 10 den nach dem vorher beschriebenen Verfahren ermittelten vergleichend gegenübergestellt. Die Übereinstimmung ist erkennbar, die Genauigkeit im wesentlichen von den gleichen bereits vorher erwähnten Umständen abhängig.

Die praktischen Flugerfahrungen sind für den Versuchsflieger die wichtigsten. Die fliegerische Handhabung eines Flugzeuges bei Flugmessungen dieser Art stellt an den Flugzeugführer bestimmte Anforderungen. Bei den vorliegenden Versuchen kam es darauf an, einen bestimmten Staudruck, eine bestimmte Flughöhe und Flugrichtung einzuhalten. Meßgeräte können die Aufgabe des Führers hierbei nur dann erleichtern, wenn sie Änderungen des Gleichgewichtszustandes des Flugzeuges schnell und richtig anzeigen. Die Aufnahmefähigkeit des Führers ist jedoch begrenzt. Das Erkennen von Änderungen der Staudruckanzeige durch das Auge erfordert Zeit, die erforderliche Steuerbewegung kommt also zu spät. Je empfindlicher die Anzeige des Staudruckmessers ist, um so kleiner ist die Reaktionszeit. Das Askania-Staugerät hat sich in dieser Hinsicht gut bewährt und zu Klagen keinen Anlaß gegeben. Das Einhalten der Flughöhe bei Geschwindigkeitsflügen wird durch Fliegen in Bodennähe erleichtert. Es wurde auch, wie bei allen unseren Flugversuchen, die Beobachtung bestätigt, daß es besser ist, beim Geschwindigkeitsflug mehr auf Einhaltung eines konstanten Höhenruderausschlages zu achten, als auf Einhaltung einer bestimmten Staudruckanzeige.

Selbst bei Aufrechterhaltung des gleichen Steuerausschlages im Waagrechtflug gelingt es jedoch nicht, Staudruck- und Höhenänderungen ganz auszuschalten. Das Flugzeug führt ständig kleine Schwingungen um seine Querachse aus. Sie sind um so kleiner, je größer die Stabilität um die Querachse ist. Es empfiehlt sich deshalb, Flugversuche dieser Art mit möglichst weit vorliegendem Flugzeugschwerpunkt durchzuführen.

Geduld und Übung verlangt die fliegerische Handhabung bei Geschwindigkeitsflügen im Bereich großer Anstellwinkel, also in der Nähe des Höchstauftriebes.

Besondere Beachtung verlangt vor allem die Änderung der Höhenruderwirkung im Anstellwinkelbereich oberhalb der besten Gleitzahl und des geringsten Leistungsbedarfes auf Ziehen und Drücken bei Störungen des Gleichgewichtszustandes.

Das Gelingen von Geschwindigkeitsflügen im Bereich großer Anstellwinkel ist somit im wesentlichen von den Flugeigenschaften abhängig. Ausreichende Stabilität um Hoch- und Querachse, ausreichende Dämpfung um die Längsachse, geringe Neigung zum Trudeln, gute Steuerbarkeit und Ruderwirkung erleichtern dem Führer die Handhabung des Flugzeuges. Sie ermöglichen ihm große Anstellwinkel erreichen und bei diesen das Flugzeug längere Zeit im Gleichgewicht halten zu können. Können Störungen der Gleichgewichtslage rechtzeitig und schnell ausgeglichen werden, so werden größere Meßfehler vermieden.

Die Stabilitätseigenschaften und die Steuerbarkeit der vier Flugzeugmuster und auch des an Baujahren ältesten Flugzeuges vom Muster Ru C IV waren selbst im Bereich großer Anstellwinkel durchaus befriedigend. Über die Flugeigenschaften der Ru C IV sei noch einiges berichtet. — Während des Krieges ging diesem Flugzeug infolge einer Reihe von Trudelunfällen der Ruf nach, daß seine Handhabung verhältnismäßig schwierig sei. Über das Wie und Warum waren allerdings die Ansichten geteilt. Abgesehen von einigen kleinen baulichen Änderungen, wie Änderung des Seitenleitwerks zur Erzielung besserer Stabilität um die Hochachse und besserer Ruderwirkung und Einbau eines anderen Triebwerks gleicher Leistung, war dieses Flugzeug für die Messung das gleiche wie während des Krieges. Stabilitäts- und sonstige Flugeigenschaften waren aber durchaus zufriedenstellend. Bei ruhigem Wetter war ein Flug im überzogenen Flugzustand ohne Schwierigkeit längere Zeit möglich.

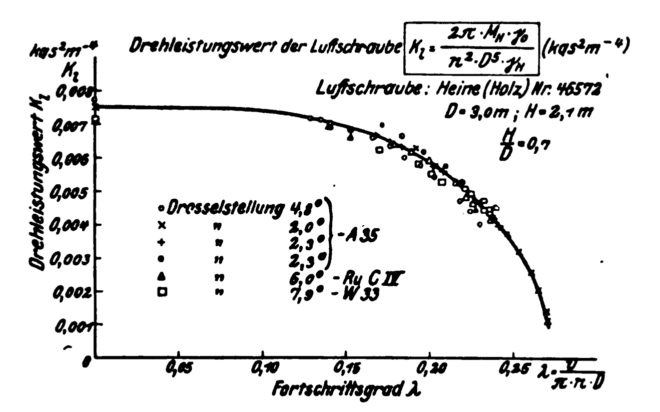


Abb. 9. Drehleistungswert der Luftschraube in Abhängigkeit vom Fortschrittsgrad.

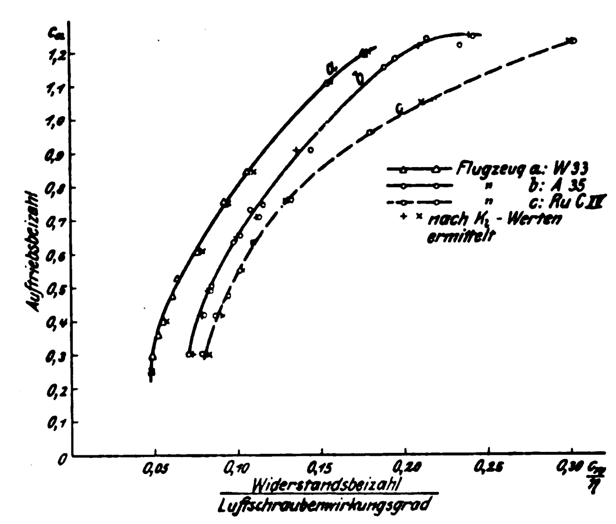


Abb. 10. Vergleichende Gegenüberstellung der nach den beiden Verfahren ermittelten $\frac{c_w}{\eta}$-Werte.

Beobachtet wurde an einzelnen Flugzeugmustern, daß zwar die Stabilität um die Querachse im Bereich des Höchstauftriebes ausreichte, nicht aber die Höhenruderwirkung. Bei wiederholten Versuchen, durch Anziehen der Steuersäule und gleichzeitiges Öffnen der Gasdrossel das Flugzeug auf einen geringeren Staudruck zu bringen, ging das Flugzeug plötzlich in einen steilen Gleitflug über. Bei Flügeln mit einem nach außen abnehmenden Einstellwinkel oder Spaltanordnung vor dem Querruder ist anzunehmen, daß bei derartigen Versuchen der Anstellwinkel des Höchstauftriebes der Flügelmitte eher überschritten wird, als der der Flügelenden. Das Abreißen der Strömung im mittleren Teil des Flügels ändert aber die Richtung des Abwindes und des Schraubenstrahls anscheinend so stark, daß das Momentengleichgewicht um die Querachse auch durch vollen Ruderausschlag nicht mehr hergestellt werden kann.

Bei keinem Flugzeug war jedoch im Bereich großer Anstellwinkel eine Neigung zum Trudeln vorhanden. Im überzogenen Flugzustand gingen sie ausnahmslos unter Aufrechterhaltung ausreichender Dämpfung um die Längsachse und Ruderwirkung in einen Gleitflug oder Sackflug über.

Ich möchte zum Schluß meiner Ausführungen noch einmal betonen, daß es nicht unsere Aufgabe war, aus den Ergebnissen dieser Messungen Schlüsse auf die allgemeinen Vor- und Nachteile der einzelnen Flugzeugmuster zu ziehen. Die Ergebnisse lassen nur eine Wertung der aerodynamischen Güte zu. Wir sind uns von vornherein bewußt gewesen, daß damit kein Urteil über die allgemeine Güte der einzelnen Baumuster gefällt werden kann, um so weniger, als die Flugzeuge verschiedenen Zwecken dienen sollen.

Den vorliegenden Versuchen galt der leitende Gedanke, ein praktisch einfaches, dem gegenwärtigen Stand der Entwicklung von Meßtechnik und Praxis angepaßtes Verfahren so zu entwickeln, daß es einen Vergleich der aerodynamischen Güte von Flugzeugen für einen bestimmten Flugzustand ermöglicht. Im weiteren Sinne war unsere Aufgabe, dieses Verfahren zu erproben, und durch die Ergebnisse seine Brauchbarkeit nachzuweisen. Die Tatsache, daß wir Ihnen diese Meßergebnisse mitteilen, mag ein Beweis dafür sein, daß wir von einer ausreichenden Führung dieses Nachweises überzeugt sind.

XII. Messung der Höhensteuerkräfte und der Längsstabilität eines Flugzeuges vom Muster Junkers F. 13 ge.

Vorgetragen von Walter Hübner.

166. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin-Adlershof.
Flug-Abteilung.

Inhalt.

I. Einleitung: Anforderungen an die Stabilitätseigenschaften um die Querachse.

Bereits im Jahre 1917 wurden eingehende Überlegungen darüber angestellt, welche Stabilitätseigenschaften ein Flugzeug um die Querachse besitzen müsse. Man kam damals auf Grund von rechnerischen Überlegungen und von Erfahrungsberichten der Flugzeugführer zu der Ansicht, daß statische Indifferenz mit festgehaltenem Steuer die beste Lösung der Frage sei. — Heute sind die Anschauungen über das zu fordernde Maß von Stabilität ganz andere; es gilt kein Flugzeug mehr als lufttüchtig, das nicht auch mit losgelassenem Steuer einen großen positiven Wert an statischer Längsstabilität aufweist.

Diese grundlegende Abweichung der jetzigen von der früheren Ansicht über gerade den Wert, der die Eigenschaften eines Flugzeuges am stärksten beeinflußt, liegt einerseits in der Zunahme von Flugerfahrungen begründet, anderseits aber auch darin, daß die damaligen Flugzeuge unter anderen Bedingungen und vor allem für andere Zwecke gebaut wurden als die heutigen. Damals handelte es sich um Kriegsflugzeuge, bei denen die Sicherheit den meisten Anforderungen ihres Verwendungszwecks nachgeordnet werden mußte, heute um Verkehrsflugzeuge, für die die Sicherheit alles bedeutet. Daß schon 1917 die damaligen Fachbearbeiter Fuchs, Hopf und Hamburger, der Ansicht waren, daß die Forderung positiver statischer Stabilität eine Forderung der Sicherheit ist, geht aus ihrem Aufsatz: »Zur Berechnung der Längsmomente«[1]) hervor. In diesem Aufsatz empfehlen die Verfasser für R.-Flugzeuge einen positiven Wert an Stabilität, da, wie sie wörtlich sagen, »beim R.-Flugzeug die Sicherheit wichtiger ist als die Wendigkeit und Ökonomie«.

Die Ansicht, daß positive statische Stabilität die Wendigkeit herabsetze, wird, obgleich ein zahlenmäßiger Beweis fehlt, heute nicht mehr vertreten. Die Erfahrung hat nämlich gezeigt, daß Flugzeuge, die sehr stark stabil sind, trotzdem ausgezeichnete Wendigkeit besitzen können.

Nicht nur Gründe der Sicherheit sind es aber gewesen, die dazu geführt haben, die Forderung positiver statischer Stabilität auch auf den Flug mit losgelassenem Höhensteuer auszudehnen. Diese Forderung liegt vielmehr zum großen Teil in der Erfahrung begründet, daß Flugzeuge, die mit losgelassenem Steuer stabil sind, Vorzüge hinsichtlich der fliegerischen Handhabung besitzen.

Von dem Vorzeichen und der Größe der Stabilität mit losgelassenem Steuer hängt nämlich die Richtung und Größe der Steuerkräfte ab, d. h. der Kräfte, die der Flugzeugführer am Steuerhebelgriff aufwenden muß, um einen Flugzustand zu erhalten oder eine Flugbewegung auszuführen. Sinngemäßer Verlauf der Steuerkräfte in Abhängigkeit vom Steuerausschlag ist nur an solchen Flugzeugen vorhanden, die mit losgelassenem Steuer statisch stabil sind. Die Vorteile eines solchen Verlaufs der Steuerkräfte liegen nicht nur in der Erleichterung des Fliegens ohne Meßgeräte und ohne Erdsicht, sondern ihre Auswirkung ist so groß, daß heute jedes Flugzeug, dem diese Eigenschaft fehlt, als fliegerisch fehlerhaft empfunden wird.

II. Einfluß der statischen Stabilität mit losgelassenem Steuer auf die fliegerische Handhabung.

Die Größe und Richtung der Steuerkräfte ist abhängig von der statischen Stabilität. Zahlenmäßig ist diese Abhängigkeit meines Wissens noch nicht bestimmt worden. Qualitativ bekannt ist dagegen der grundlegende Unterschied im Verlauf der Steuerkräfte beim Vorhandensein und beim Fehlen von statischer Stabilität.

Betrachten wir zunächst das Verhalten eines Flugzeuges, bei dem Stabilität mit losgelassenem Steuer vorhanden ist. Wir nehmen an, daß es durch Verstellen der Höhenflosse oder durch Gewichtstrimmung bei einer bestimmten Gasdrosselstellung für irgendeinen Staudruck, beispielsweise für den des horizontalen Reisefluges, ausgeglichen ist. Nach Loslassen der Steuerung verbleibt das Flugzeug also in diesem Flugzustand. Bei diesem Staudruck, den wir als »Gleichgewichtsstaudruck« bezeichnen, wird der Flugzeugführer keine Steuerkraft am Steuerhebelgriff empfinden. Wird das Flugzeug ohne Änderung der Flossen- oder Gasdrosselstellung auf eine größere Geschwindigkeit gedrückt, so empfindet der Führer auch nach Erreichen des stationären Fluges am Steuerhebelgriff eine Kraft, die bestrebt ist, das Steuer wieder in die Stellung zurückzuführen, die es beim Gleichgewichtsstaudruck hatte. Diese Kraft ist auf das Flugzeug bezogen nach hinten gerichtet und wird in der Fliegersprache als »schwanzlastige Steuerkraft« bezeichnet. Die Größe dieser Kraft wächst, je größer der durch das Steuer eingestellte Flugstaudruck im Verhältnis zum Gleichgewichtsstaudruck ist. — Zieht der Führer das Flugzeug auf einen kleineren Staudruck, so empfindet er auch nach Erreichen des stationären Zustandes eine Steuerkraft, die wieder nach der dem Gleichgewichtsstaudruck entsprechenden Stellung des Steuerhebels hin, diesmal also nach vorn, gerichtet ist. Die Richtung dieser Steuerkraft wird vom Flugzeugführer als »kopflastig« bezeichnet. Sie ist gleichfalls um so größer, je mehr der Flugstaudruck vom Gleichgewichtsstaudruck abweicht.

Der Flugzeugführer hat also beim Vorhandensein von Stabilität mit losgelassenem Steuer Steuerkräfte zu überwinden, die stets nach der Steuerhebelstellung hin gerichtet sind, welche dem Gleichgewichtszustand des Flugzeuges nach Loslassen des Steuers entspricht. Das Empfinden des Führers ist ungefähr so, als ob der Steuerhebel selbst stabil

[1]) Siehe Technische Berichte. Bd. II.



um seine Drehachse sei. Der Führer kann aus der Richtung der Steuerkräfte folgern, ob das Flugzeug bei größerem oder kleinerem Staudruck fliegt, als dem, der dem gewählten Gleichgewichtszustand entspricht. Für die Größe des Flugstaudrucks im Verhältnis zum Gleichgewichtsstaudruck hat er gleichfalls ein Maß, nämlich die Größe der auftretenden Steuerkraft.

Anders aber äußern sich die Steuerkräfte, wenn keine Stabilität mit losgelassenem Höhensteuer vorhanden ist. Zur Durchführung des Vergleiches ist es notwendig, daß das Flugzeug wiederum für den gleichen Zustand, also etwa den horizontalen Reiseflug, ausgeglichen ist, daß also in diesem Zustand keine Steuerkraft vorhanden ist. Wird das unstabile Flugzeug auf größere Geschwindigkeit gebracht, so empfindet der Führer auch nach Erreichen des stationären Zustandes eine Steuerkraft, die bestrebt ist, den Steuerhebel von der Stellung, die er beim Gleichgewichtsstaudruck hatte, noch weiter wegzudrücken. Das Flugzeug wird also bei zunehmendem Staudruck nicht schwanzlastiger, sondern kopflastiger. — Wird das Flugzeug auf einen Staudruck gezogen, der kleiner ist als der des Gleichgewichts, so ist die Steuerkraft nach hinten gerichtet, auf eine Steuerhebelstellung hin, die dem Flug mit noch kleinerem Staudruck entspricht. Das Flugzeug wird also um so schwanzlastiger, je mehr die Geschwindigkeit verringert wird. Die Größe der auftretenden Kräfte ist wiederum abhängig vom Verhältnis des Flugstaudrucks zum Gleichgewichtsstaudruck.

Größe und Richtung der Steuerkräfte sind demnach beim Fehlen von Stabilität mit losgelassenem Steuer so, als ob der Steuerhebel selbst um seine Drehachse unstabil sei. Die Steuerkräfte sind bestrebt, jeden Steuerausschlag des Führers, der vom Gleichgewichtszustand wegführt, zu unterstützen, jeder Rückführung des Steuers in die Stellung des Gleichgewichtszustandes aber entgegen zu wirken.

Außer den angeführten Beobachtungen haben qualitative Flugprüfungen immer wieder ergeben, daß der Einfluß des Schraubenstrahls auf die Steuerkräfte bei Stabilität mit losgelassenem Steuer ein anderer ist als bei Unstabilität. Durch Veränderung der Gasdrosselstellung des Motors und die dadurch bedingte Änderung des Staudrucks und der Strömungsrichtung im Schraubenstrahl verändert sich der Gleichsgewichtsstaudruck bei losgelassenem Steuer. Ist ein Flugzeug, dessen Luftschraubenachse nur wenig über oder unter dem Flugzeug-Schwerpunkt liegt, mit Vollgas im Gleichgewicht, so wird es durch Drosseln des Motors kopflastiger. Der Gleichgewichtszustand mit gedrosseltem Motor liegt bei höheren Staudrücken als der mit Vollgas. Der Unterschied der Gleichgewichtsstaudrücke mit Vollgas und Leerlauf soll naturgemäß klein sein. Die Flugerfahrung zeigt, daß dieser Unterschied anders von der Stabilität abhängt als die Näherungsrechnung vermuten läßt: der Unterschied der Gleichgewichtsstaudrücke nimmt mit abnehmender Stabilität zu.

III. Zweck der Aufgabe.

Die qualitativen Erfahrungen zeigen deutlich die Verschiedenheiten, die sich aus dem Vorhandensein oder Fehlen von statischer Stabilität mit losgelassenem Steuer auf die fliegerische Handhabung ergeben müssen. Zweck der Messungen, über die ich im folgenden zu berichten habe, ist, die zahlenmäßigen Zusammenhänge zwischen Steuerkraft und Stabilität zu klären. Ergebnisse liegen vorerst nur für ein einzelnes Flugzeugmuster und nur im unbeschleunigten Fluge vor. Sie sind ein Ausschnitt aus einer in Arbeit befindlichen umfassenderen Aufgabe.

Da sich die Vorteile der statischen Stabilität mit losgelassenem Steuer erst dann voll auswirken können, wenn es möglich ist, auch bei böigem Wetter längere Zeit mit losgelassenem Steuer zu fliegen, muß auch dynamische Stabilität mit losgelassenem Steuer vorhanden sein. In losem Zusammenhang mit der eigentlichen Aufgabe sollte daher auch das Verhalten des Flugzeuges mit losgelassenem Steuer nach Störungen untersucht werden.

IV. Meßverfahren und Meßgeräte.

Es wurden an einem Flugzeug vom Muster Junkers F. 13 ge die Steuerkräfte im unbeschleunigten Fluge mit Vollgas und Leerlauf bei verschiedener statischer Stabilität gemessen. Die Stabilität wurde dadurch geändert, daß der Flugzeug-Schwerpunkt durch verschiedene Gewichtstrimmung in Richtung der Flugzeug-Längsachse verschoben wurde, und zwar in einem Bereich von 27,9 bis 41,8 vH der mittleren Flügeltiefe von der Flügeleintrittskante aus nach hinten gerechnet.

Zur Messung der Steuerkräfte diente ein am Handrad befestigter Steuerkraftschreiber eigener Bauart. Der Flugstaudruck wurde durch einen im Fluge geeichten Askania-Staudruckschreiber festgelegt. Gleichzeitig mit den Steuerkräften und dem Staudruck wurden durch ein drittes Gerät die Höhenruder-Ausschläge aufgezeichnet. Dieses Gerät eigener Bauart war auf der Flosse angebracht, sein Schreibhebel war durch Gestänge unmittelbar mit dem Höhenruder verbunden. Alle Geräte schrieben in Abhängigkeit von der Zeit. Sie wurden durch Betätigen eines Druckknopfes gleichzeitig elektrisch in Gang gesetzt und ausgeschaltet.

Um Fehler auszuschalten, wurde die Mehrzahl der Messungen an verschiedenen Tagen wiederholt. Zeigten sich Abweichungen, so wurde diesen nachgegangen, um außer der fliegerischen Handhabung der Messungen auch die Meßgeräte und das Verfahren mit der Dauer der Versuche zu verbessern.

Die statische Stabilität wurde dadurch bestimmt, daß der Momentenbeiwert c_m des Flugzeuges in Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert c_a gemessen wurde. Der Wert $\frac{d c_m}{d c_a}$ gilt als Maß für die statische Stabilität; er wurde sowohl für den Flug mit losgelassenem als auch mit festgehaltenem Steuer ermittelt.

Die Bestimmung des Momentenbeiwertes c_m erfolgte durch Längsmomentenmessungen, also durch das gleiche Verfahren, das Heidelberg in seinen: »Rudermomentmessungen an einem fliegenden Flugzeug«[1]) angewandt hat. Durch verschiedene Gewichtstrimmung wurden verschiedene Momente um den Schwerpunkt hervorgebracht. Der Flugstaudruck wurde mit einem im Fluge geeichten Askania-Staudruckschreiber aufgezeichnet.

Die dynamische Stabilität wurde dadurch festgestellt, daß die nach einer Störung auftretenden Schwingungen um die Querachse durch Aufzeichnung der sich ergebenden Staudruckänderungen gemessen wurden.

V. Ausführung der Messungen.

Die Messungen umfassen nicht den gesamten Anstellwinkel-Bereich des Normalfluges, sondern aus meßtechnischen Gründen vorerst nur den Bereich, in dem der Auftriebsbeiwert geradlinig vom Ruderausschlag abhängt. Es bedarf nämlich schon in diesem Bereich erheblicher Übung, um mit gleichgehaltenem Staudruck und gleichgehaltener Steuerkraft zu fliegen. Befriedigende Ergebnisse sind nur bei ganz ruhiger Wetterlage zu erreichen. Alle Flüge wurden in Bodennähe ausgeführt, um den Einfluß der Luftwichte möglichst auszuschalten.

Bei den Steuerkraftmessungen wurde das Flugzeug für jede Schwerpunktlage mit losgelassenem Steuer durch Verstellen der Höhenflosse im Vollgasflug bei einem Staudruck ins Gleichgewicht gebracht, der etwa einer Geschwindigkeit von 130 km/h in Bodennähe entspricht. Darauf wurde bei sonst ungeändertem Flugzeuge das Steuer um einen kleinen Betrag ausgeschlagen und nach Erreichen des diesem Ausschlag entsprechenden stationären Zustandes gleichzeitig Steuerkraft, Ruderausschlag und Staudruck aufgezeichnet. Anschließend wurde ohne vorheriges Ver-

[1]) S. ZFM 10. Jg. (1919), S. 236 u. 249.

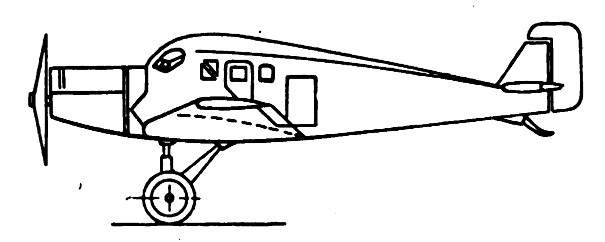


Abb. 1 a und b. Ansicht des Flugzeuges vom Muster Junkers F. 13 ge.

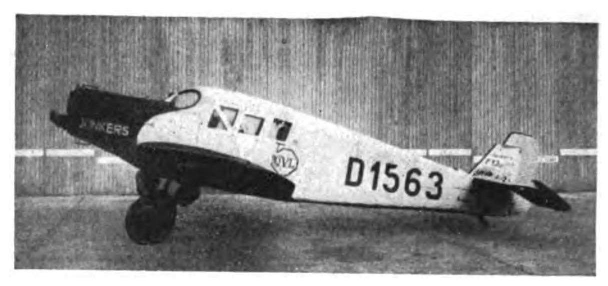


Abb. 1 b.

stellen der Flosse der Motor auf Leerlauf gedrosselt und die sich ergebenden Steuerkräfte und Ruderausschläge wiederum bei verschiedenem Staudruck im unbeschleunigten Fluge gemessen.

Zur Messung der statischen Stabilität mit losgelassenem Steuer wurde das Flugzeug für jede Schwerpunktlage im Vollgasflug durch Verstellen der Höhenflosse beim gleichen Staudruck, also beim gleichen Auftriebsbeiwert, mit losgelassenem Steuer ins Gleichgewicht gebracht, wie bei den Steuerkraftmessungen. Darauf wurde durch Verschieben von Ballast ein Gewichtsmoment von bekannter Größe erzeugt. Infolge dieses Momentes kam das sonst ungeänderte Flugzeug mit losgelassenem Steuer bei einem anderen Staudruck ins Gleichgewicht. Für den sich nach Erreichen des unbeschleunigten Zustandes ergebenden Auftriebsbeiwert wurde der Momentenbeiwert dadurch bestimmt, daß das Gewichtsmoment durch Flugstaudruck, Flügelfläche und mittlere Flügeltiefe dividiert wurde.

Die Messung der statischen Stabilität mit festgehaltenem Steuer erfolgte dadurch, daß bei verschiedener Gewichtstrimmung und gleichgehaltener Flossenstellung der Staudruck in Abhängigkeit vom Ruderausschlag gemessen wurde. Aus den Meßergebnissen wurden die Längsmomente in Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert für unveränderten Ruderausschlag ermittelt. Als Gleichgewichtszustand wurde wiederum für alle Schwerpunktlagen derselbe Staudruck bzw. Auftriebsbeiwert gewählt, wie bei den Steuerkraftmessungen und den Stabilitätsmessungen mit losem Steuer.

Die Stabilitätsmessungen mit festem und losem Steuer wurden nur bei Vollgas ausgeführt. Nach der Anlage der Versuche wurde, wie oben erwähnt, das Flugzeug für die Steuerkraftmessungen nur bei Vollgas auf denselben Gleichgewichtsstaudruck gebracht. Nur für Vollgas ergibt sich also für alle Messungen derselbe Gleichgewichtszustand; bei Leerlauf dagegen stellen sich für die einzelnen Steuerkraftmessungen verschiedene Gleichgewichtsstaudrücke ein. Infolgedessen ist ein Vergleich der Messungen bei Leerlauf nicht ohne weiteres möglich.

Zur Messung der dynamischen Stabilität wurde das Flugzeug bei losgelassenem Steuer mit Gas für

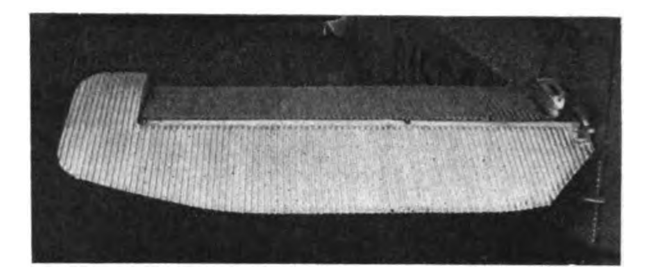


Abb. 2. Höhenruder des Flugzeuges F. 13 ge.

einen bestimmten Staudruck durch Verstellen der Flosse ins Gleichgewicht gebracht. Dann wurde das Höhensteuer plötzlich ausgeschlagen und darauf losgelassen. Das Flugzeug führte nach dieser Störung Schwingungen um seine Querachse aus, die Änderungen des Staudrucks zur Folge hatten. Der Staudruck wurde in Abhängigkeit von der Zeit aufgezeichnet. Die Schwingungsdauer und das logarythmische Dämpfungsdekrement dienten als Maß für die dynamische Stabilität. — Auch dieser Versuch wurde bei verschiedenen Schwerpunktlagen durchgeführt.

VI. Ergebnisse der Messungen.

Abb. 1 zeigt das für die Messungen verwendete Flugzeug. Es ist eine Weiterentwicklung des im Jahre 1919 gebauten Musters. Die Weiterentwicklung bezog sich vor allem auf die Flugeigenschaften. Erwähnt muß werden, daß das Flugzeug, wie Abb. 2 zeigt, ein Höhenruder mit Seitenausgleich besitzt. Die symmetrische Höhenflosse ist im Fluge verstellbar. In der Abbildung ist die Anbringung des Ruderausschlagschreibers zu erkennen.

Das nächste Bild (Abb. 3) zeigt die Ergebnisse einer Steuerkraftmessung mit weit vorn liegendem Schwerpunkt, also bei großer statischer Stabilität. Im Vollgasflug ist, wie bereits erwähnt, Gleichgewicht, d. h. die Steuerkraft Null bei rd. 135 km/h, vorhanden. Mit unter diesem Wert abnehmendem Staudruck wachsen die Steuerkräfte in kopflastiger, mit zunehmendem Staudruck in schwanzlastiger Richtung. Durch Drosseln des Motors auf Leerlauf wird

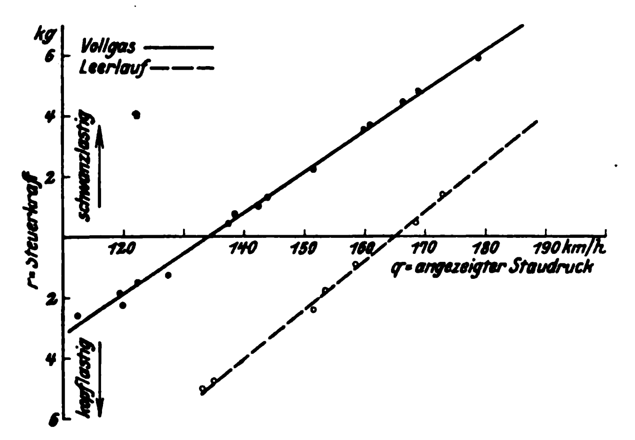


Abb. 3. Abhängigkeit der Steuerkräfte vom Staudruck. Schwerpunkt in 27,9 vH der mittleren Flügeltiefe.

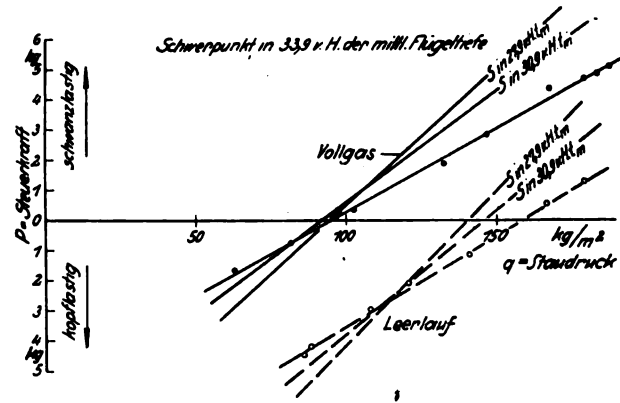


Abb. 4. Abhängigkeit der Steuerkräfte vom Staudruck. Schwerpunkt in 33,9 vH der mittleren Flügeltiefe.



Nr. 1 Schwerpunkt in 27,9 v.H. der mittl. Flügeltiefe
Nr. 2 Schwerpunkt in 30,9 v.H. der mittl. Flügeltiefe
Nr. 3 Schwerpunkt in 33,9 v.H. der mittl. Flügeltiefe
Nr. 4 Schwerpunkt in 36,1 v.H. der mittl. Flügeltiefe
Nr. 5 Schwerpunkt in 37,7 v.H. der mittl. Flügeltiefe
Nr. 6 Schwerpunkt in 38,9 v.H. der mittl. Flügeltiefe
Nr. 7 Schwerpunkt in 41,4 v.H der mittl. Flügeltiefe
Nr. 8 Schwerpunkt in 41,8 v.H der mittl. Flügeltiefe

P = Steuerkraft
schwanzlastig
kopflastig
Vollgas-Flug
Leerlauf-Flug
q = Staudruck
kg/m²

Abb. 5. Verlauf der Steuerkräfte bei verschiedener Schwerpunktlage.

der Gleichgewichtszustand auf einen angezeigten Staudruck von 165 km/h verschoben. Die Neigung der Steuerkraftkurve ist entsprechend der größeren Stabilität mit Leerlauf steiler als bei Vollgas.

Abb. 4 zeigt eine Steuerkraftmessung bei weiter hinten liegendem Schwerpunkt, also bei geringerer Stabilität. Das Ergebnis der vorhergegangenen Messungen ist zum Vergleich eingezeichnet. Die Neigung der Steuerkraftkurven über dem Staudruck hat sich verringert. Die Neigung der Leerlaufkurve ist wieder stärker als die der Vollgaskurve. Bemerkenswert ist die Zunahme des Unterschiedes des Gleichgewichtsstaudruckes mit Vollgas und Leerlauf.

Abb. 5 zeigt eine Zusammenstellung der Ergebnisse aller ausgeführten Steuerkraftmessungen.

Mit nach hinten rückendem Schwerpunkt, also mit abnehmender Stabilität, verringert sich die Neigung der

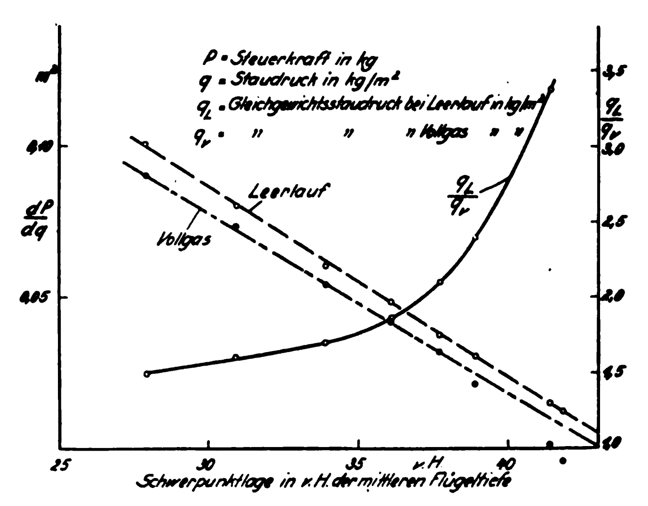


Abb. 6. $\frac{dP}{dq}$ und $\frac{q_L}{q_V}$ in Abhängigkeit von der Schwerpunktlage.

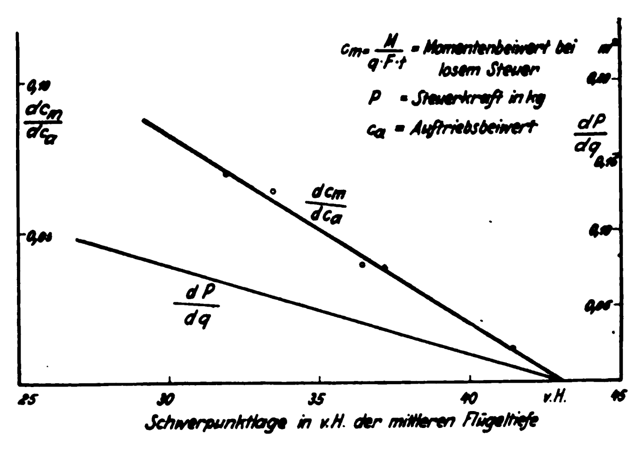


Abb. 7. Stabilität mit losgelassenem Steuer: Abhängigkeit von $\frac{dc_m}{dc_a}$ und $\frac{dP}{dq}$ von der Schwerpunktlage.

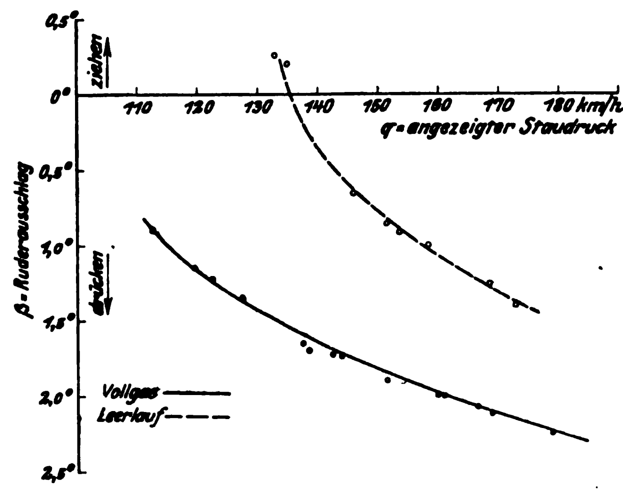


Abb. 8. Abhängigkeit des Ruderausschlages vom Staudruck.

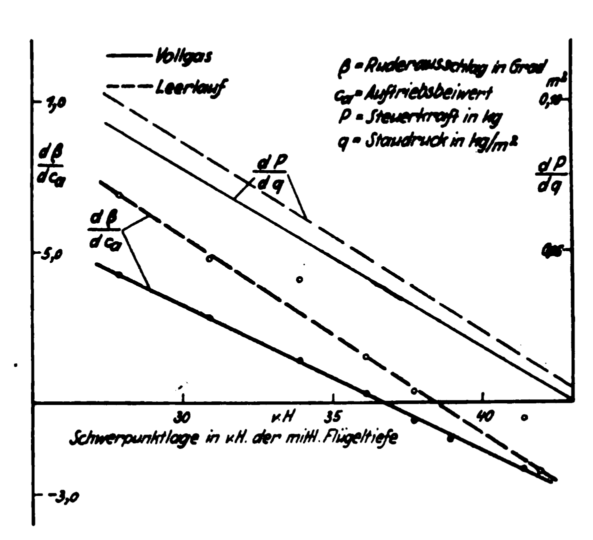


Abb. 9. $\frac{d\beta}{dc_a}$ und $\frac{dP}{dq}$ in Abhängigkeit von der Schwerpunktlage.

Steuerkraftkurven. Die Kurven für Vollgas und Leerlauf drehen sich annähernd um je einen Punkt, der für den Vollgasflug dem Staudruck des Gleichgewichts entspricht. Abweichungen von diesem Zustand sind die Folge davon, daß es nicht bei allen Schwerpunktlagen ganz gelungen ist, durch Verstellen der Flosse denselben Gleichgewichtszustand zu erreichen. Besonders groß sind die Abweichungen für die Kurven, die bei den beiden größten Rücklagen des Schwerpunktes gemessen wurden. Bei geringer statischer Stabilität ist es nämlich schwer, die richtige Flossenstellung zu treffen. Die Messungen bei den genannten beiden Schwerpunktlagen sind also ungenau. Die Schnittpunkte der Leerlaufkurven mit der Abszisse rücken, je weiter der Schwerpunkt nach hinten kommt, immer weiter nach rechts. Die Unterschiede der Gleichgewichtsstaudrücke mit Vollgas und Leerlauf werden also mit abnehmender Stabilität immer größer.

In Abb. 6 sind die Neigungen der Steuerkraftkurven $\frac{dP}{dq}$ in Abhängigkeit von der Schwerpunktlage aufgetragen. Bis auf die Vollgaswerte bei größter Rücklage des Schwerpunktes, die, wie erwähnt, ungenau sind, liegen die Punkte für die beiden Drosselstellungen je auf einer Geraden. Die Werte für Leerlauf sind stets größer als die für Vollgas. — Außerdem ist in der Abbildung das Verhältnis des Gleichgewichtsstaudruckes bei Leerlauf zu dem bei Vollgas eingetragen. Dieses Verhältnis nimmt mit nach hinten rückendem Schwerpunkt stark zu.

In Abb. 7 ist das Verhältnis des Momentenbeiwertes c_m bei Flug mit losgelassenem Steuer zum Auftriebsbeiwert c_a in Abhängigkeit von der Schwerpunktlage für den Vollgasflug aufgetragen. Zum Vergleich ist die Neigung der Steuerkurven $\frac{dP}{dq}$ für Vollgas mit eingezeichnet. Beide Kurven verlaufen geradlinig und schneiden die Abszisse in fast dem gleichen Punkt. Die Neigung der Steuerkraftkurven ist also dem Werte $\frac{dc_m}{dc_a}$ verhältig. Der Wert $\frac{dP}{dq}$ kann daher für ein bestimmtes Flugzeug als Maß für die Stabilität mit losgelassenem Steuer gelten.

Abb. 8 zeigt das Ergebnis einer Ruderausschlagmessung. Diese und die folgenden Messungen sind gleichzeitig mit den Steuerkraftmessungen ausgeführt worden. Der Ruderausschlag ist in der Abbildung in Abhängigkeit vom angezeigten Staudruck aufgetragen. Die Unterschiede der Ruderausschläge für die verschiedenen Staudrücke sind sehr klein. Infolgedessen ergeben sich erhebliche Anforderungen an die Meßgenauigkeit des Ruder-Ausschlag-Schreibers.

Abb. 9 stellt die Verhältnisse des Ruderausschlages β zum Auftriebsbeiwert c_a abhängig von der Schwerpunktlage dar. Es wurde das Verhältnis $\frac{d\beta}{dc_a}$ gewählt und nicht das $\frac{d\beta}{dq}$, weil der Verlauf von β in Abhängigkeit von c_a geradlinig ist, nicht aber der von β in Abhängigkeit von q. — Wie die Abbildung zeigt, ändert sich das Verhältnis von $\frac{d\beta}{dc_a}$ geradlinig mit der Schwerpunktlage. Die Werte für den Flug mit Leerlauf sind wieder größer als die für den Vollgasflug. — Zum Vergleich sind in der Abbildung die Neigungen der Steuerkraftkurven: $\frac{dP}{dq}$ eingezeichnet. Von einer bestimmten Schwerpunktlage an ändert $\frac{d\beta}{dc_a}$ das Vorzeichen, während $\frac{dP}{dq}$ positiv bleibt. Obgleich also die Richtung der Ruderausschläge sich umgekehrt hat, ist die Richtung der Steuerkräfte die gleiche geblieben. Die Steuerkraft bei einer bestimmten Schwerpunktlage ist dem Produkte aus β und q verhältig. Da in dem fraglichen Bereich q aber stärker zunimmt als β sich verkleinert, bleibt die Änderung des Produktes von β und q mit wachsendem Staudruck positiv.

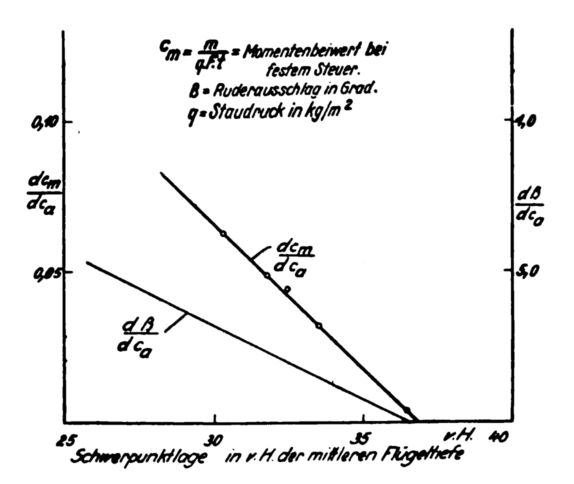


Abb. 10. Stabilität mit festgehaltenem Steuer: Abhängigkeit von $\frac{dc_m}{dc_a}$ und $\frac{d\beta}{dc_a}$ von der Schwerpunktlage.

In Abb. 10 sind für den Vollgasflug die Werte $\frac{dc_m}{c_a}$ für festgehaltenes Steuer über der Schwerpunktlage dargestellt. Die Werte $\frac{d\beta}{dc_a}$ für Vollgas sind eingetragen. Beide Kurven zeigen geradlinigen Verlauf und schneiden die Abszisse im gleichen Punkte. $\frac{d\beta}{dc_a}$ ist also dem Werte $\frac{dc_m}{dc_a}$

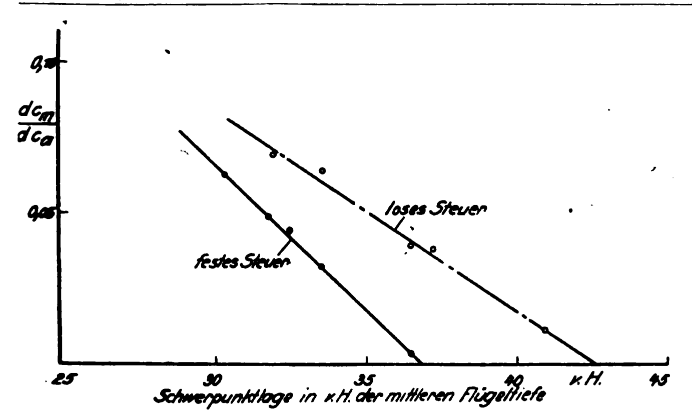


Abb. 11. Vergleich der statischen Stabilität mit festem und mit losem Steuer.

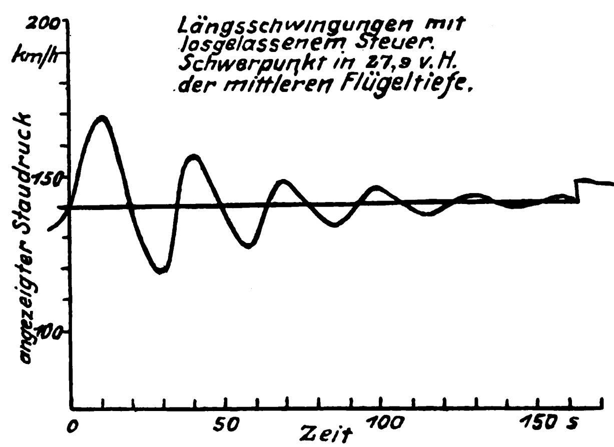


Abb. 12. Staudruck-Schrieb einer Längsschwingung mit losgelassenem Steuer.

verhältig und kann für ein bestimmtes Flugzeug als Maß für die statische Stabilität mit festem Steuer gelten.

In Abb. 11 werden die Werte der statischen Stabilität mit losgelassenem und festgehaltenem Steuer verglichen. Die Stabilität mit losgelassenem Steuer ist stets größer als die mit festgehaltenem Steuer. Während mit festem Steuer bereits bei einer Lage des Schwerpunktes in 36,5 vH der mittleren Flügeltiefe $\frac{d c_m}{d c_a} = 0$ wird, also Indifferenz erreicht ist, ist mit losgelassenem Steuer positive Stabilität bis zu einer Schwerpunktlage in 43 vH der mittleren Flügeltiefe vorhanden. Dieses Ergebnis erklärt sich vor allem mit dem stabilisierenden Einfluß des Gewichtsmomentes der Höhensteuerung.

Fliegerisch besonders interessant ist der Schwerpunktlagen-Bereich, in dem negative Stabilität mit festem, aber positive Stabilität mit losem Steuer vorhanden ist. Das Fehlen von positiver Stabilität mit festem Steuer wurde im Geradeausflug kaum bemerkt. Die fliegerische Handhabung im Geradausflug war bis zu einer Schwerpunktlage in etwa 40 vH der mittleren Flügeltiefe fast die gleiche, wie bei weiter vorn liegendem Schwerpunkt. Erst eine weitere Verringerung der Stabilität mit losgelassenem Steuer verschlechterte die Flugeigenschaften in auffallender Weise. Diese Beobachtung bestätigt die Erfahrung, daß für die fliegerische Handhabung besonders im Geradausflug die Größe und Richtung der Steuerkräfte maßgebend ist, daß also die Stabilität mit losgelassenem Steuer für den Führer wichtiger ist als die mit festem. Das Vorhandensein oder Fehlen von statischer Stabilität mit festem Steuer dagegen äußert sich bei der Handhabung des Flugzeuges in Flugbewegungen, vor allem aber bei der Landung. Zur Ausführung einer Schwanzlandung ist der Führer beim Fehlen von statischer Stabilität mit festem Steuer gezwungen, wechselnde Steuerbewegungen auszuführen oder, wie es in der Fliegersprache heißt: »mit dem Höhensteuer zu pumpen«.

Gerade bei der Ausführung der vorliegenden Messungen, bei denen die Stabilität stufenweise verringert wurde und fast alle Landungen bei ganz ruhigem Wetter erfolgten, war der Einfluß der statischen Stabilität mit festem Steuer auf die fliegerische Handhabung beim Landen deutlich wahrzunehmen.

Die in den folgenden Abbildungen dargestellten Messungen behandeln das Verhalten des Flugzeuges mit losgelassenem Steuer nach Störungen des Gleichgewichtszustandes um die Querachse.

Der sich nach Störungen durch einen plötzlichen Höhenruderausschlag ergebende Verlauf des Staudrucks ist in dem in Abb. 12 dargestellten Meß-Schrieb ersichtlich. Der Schrieb zeigt das Abklingen der Amplitude mit der Zeit. Die Schwingungsdauer ändert sich nicht. Schriebe, wie der dargestellte, wurden für verschiedene Schwerpunktlagen aufgenommen; der Gleichgewichtsstaudruck war nach Möglichkeit bei allen Schwerpunktlagen der gleiche.

Die Ergebnisse der Messungen bei den verschiedenen Schwerpunktlagen sind in Abb. 13 zusammengestellt. Die Schwingungsdauer nimmt zu, je weiter der Schwerpunkt nach hinten rückt, je kleiner also die statische Stabilität wird. Die Dämpfung der Schwingungen ist durch das logarythmische Dämpfungsdekrement ausgedrückt. Die Werte des Dämpfungsdekrements streuen ziemlich stark; das Dämpfungsdekrement scheint von der statischen Stabilität unabhängig zu sein. Im Mittel hat es einen Wert von 0,71. — Nach den dargestellten Meßergebnissen ist das Flugzeug Junkers F. 13 ge im ganzen Bereich, in dem positive statische Stabilität mit losgelassenem Steuer vorhanden ist, auch dynamisch stabil.

VII. Zusammenstellung der Ergebnisse.

Die geschilderten Messungen lassen sich weiter auswerten, als im Rahmen eines kurzen Überblickes beschrieben werden konnte. Die hauptsächlichsten Ergebnisse aber dürften erwähnt worden sein; sie werden im folgenden kurz zusammengestellt:

a) Verringerung der statischen Stabilität mit losem Steuer vergrößert das Verhältnis des Gleichgewichtsstaudruckes bei Leerlauf zum Gleichgewichtsstaudruck bei Vollgas.

b) Das Verhältnis $\frac{dP}{dq}$, d. h. die Änderung der Steuerkraft mit sich änderndem Staudruck, ist der statischen Stabilität mit losgelassenem Steuer verhältig. Der Verlauf der Steuerkräfte kann als Maß für die statische Stabilität mit losgelassenem Steuer gelten.

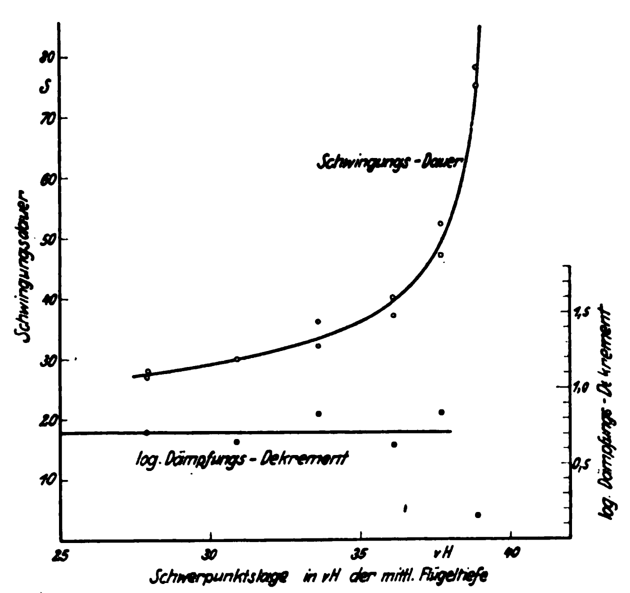


Abb. 13. Abhängigkeit der Schwingungsdauer und der Dämpfung von der Schwerpunktlage.

c) Das Verhältnis $\frac{d\beta}{dc_a}$, d. h. die Änderung des Ruderausschlages mit sich änderndem Auftriebsbeiwert, ist der statischen Stabilität mit festem Steuer verhältig. Der Verlauf der Ruderausschläge in Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert ist also ein Maß für die statische Stabilität mit festgehaltenem Steuer.

d) Positive statische Stabilität mit losgelassenem Steuer kann auch vorhanden sein, wenn die Stabilität mit festgehaltenem Steuer negativ ist.

e) Statische Stabilität mit losgelassenem Steuer ist infolge ihrer Auswirkung auf die Richtung der Steuerkräfte für die Güte der Flugeigenschaften von großer Bedeutung. Das Vorhandensein oder Fehlen von statischer Stabilität mit festem Steuer äußert sich vor allem in der fliegerischen Handhabung bei der Landung.

f) Das Flugzeug vom Muster Junkers F. 13 ge ist im Bereich positiver statischer Stabilität mit losgelassenem Steuer auch dynamisch stabil. Die Dämpfung ist anscheinend unabhängig von der statischen Stabilität, die Schwingungsdauer nimmt mit abnehmender statischer Stabilität stark zu.

8. Beabsichtigte Fortführung der Aufgabe.

Es ist wenig damit erreicht, daß die Stabilität eines einzelnen Flugzeugmusters zahlenmäßig ermittelt wurde. Es wurden aber Verfahren und Meßgeräte entwickelt, die die Ausführung solcher Messungen verhältnismäßig einfach und ziemlich genau gestatten. Diese Verfahren und Geräte werden z. Zt. benutzt, um die Stabilitätseigenschaften solcher Flugzeugmuster zu messen, die sich im Betrieb für ihren Verwendungszweck besonders bewährt haben.

Es wurde schon eingangs erwähnt, daß die beschriebenen Messungen nur ein Ausschnitt aus einer umfassenderen Aufgabe sind. Es ist beabsichtigt, zunächst Messungen über den Einfluß der Gewichtsmomente der Steuerung und des Ruders auszuführen. Anschließend sollen die Messungen mit verschiedenem Ruderausgleich stattfinden. Bereits vorbereitet sind weiterhin die Geräte zur Messung des Staudrucks und der Strömungsrichtung vor dem Leitwerk, und zwar auch im Schraubenstrahl. Der weitere Schritt wird dann die Messung der Drückverteilung auf Flosse und Ruder sein.

Die Gesamtheit der Ergebnisse der Aufgabe wird hoffentlich ein deutlicheres Bild über die Stabilitätsverhältnisse um die Querachse geben, als es der heute dargestellte kurze Ausschnitt vermochte.

XIII. Ein photographisches Aufnahmegerät für Profile von Modell-Luftschrauben.

Vorgetragen von H. Muttray, Göttingen.

Mitteilung aus der Aerodynamischen Versuchsanstalt der Kaiser-Wilhelm-Gesellschaft. Göttingen.

Voraussetzung für die Übertragbarkeit von in Flüssigkeitsströmen gewonnenen Modell-Versuchsergebnissen auf die Großausführung ist in der Regel eine genaue geometrische Ähnlichkeit des Modelles mit der Großausführung. Diese geometrische Ähnlichkeit zu erreichen, stellt an die Modellwerkstatt mitunter sehr hohe Anforderungen. Bei zwei Arten von Modellen sind diese Anforderungen besonders schwer zu erfüllen. Dies sind Tragflügel, die über die Spannweite eine Änderung des Profiles, der Flügeltiefe und vielleicht noch des Einstellwinkels aufweisen, sowie Modell-Luftschrauben. Eine große Herstellungsgenauigkeit ist um so schwerer zu erzielen, je geringer die absolute Größe des Modelles ist. Daraus folgt, nebenbei bemerkt, daß auch vom Standpunkt der Modell-Herstellung Versuchskanäle im allgemeinen möglichst große Querschnitte aufweisen sollen.

Die Durchmesser der Göttinger Windkanäle liegen zwischen 1,2 und 2,25 m. Die Tragflügel haben daher Spannweiten, die zwischen 0,7 und 1,5 m liegen. Die Durchmesser der Modell-Luftschrauben betragen dann 12 bis 35 cm unter der Voraussetzung, daß sie zu den Flugzeugmodellen größerer Spannweiten passen sollen. Es leuchtet ein, daß besonders in Hinsicht auf die Herstellung dieser kleineren Luftschrauben der Werkstatt Mittel an die Hand gegeben werden müssen, die eine Kontrolle des fertigen Werkstückes ermöglichen. Vor allem aber müssen dem Forscher genaue Unterlagen über die Ausmaße des fertigen Versuchsgegenstandes gegeben werden können.

Wir haben uns daher in Göttingen seit längerer Zeit bemüht, zu einer solchen Kontrolleinrichtung, vorläufig wenigstens für Modell-Luftschrauben, zu gelangen.

In folgendem soll eine Beschreibung der gesamten Kontrolleinrichtung gegeben werden, da angenommen wird, daß das Interesse hierfür über den engeren Rahmen der Göttinger Versuchsanstalt hinausgeht.

Die Kontrolleinrichtung, deren Aufgabe es also ist, von einer fertig hergestellten Modell-Luftschraube die genauen Daten — das sind die Profile und Einstellwinkel abhängig vom Radius — festzustellen, besteht aus zwei Geräten.

Das erste Gerät ist das eigentliche Aufnahmegerät, mit dem ein beliebiges Profil, das durch Schnitt des Propellerblattes mit einer zur Luftschraubenachse parallelen und zur Richtung des Propellerblattes senkrecht stehenden Ebene entsteht, photographiert wird.

Das zweite Gerät ist das Aufmeßgerät, mit dem die Koordinaten des aufgenommenen Profiles vermessen werden.

Der Gegenstand dieses Vortrages besteht hauptsächlich in einer Beschreibung des ersten Gerätes, das neu ist, während das Koordinatenaufmeßgerät älter und schon seit längerer Zeit in Göttingen im Gebrauch ist.

Eine Beschreibung des Koordinatenaufmeßgerätes, das von der Firma Carl Zeiß-Jena gebaut und der Aerodynamischen Versuchsanstalt in Göttingen geschenkt wurde, befindet sich in der 1927 erschienenen III. Lieferung der »Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen«. Dieses Gerät diente bislang lediglich zur Aufmessung der Koordinaten von Profilen sogenannter Normalflügel. Hierbei werden nicht photographisch aufgenommene Profile, sondern einfach die Schablonen, die zur Herstellung dieser Flügel gedient haben, vermessen. Die Schablonen können in diesem Falle mit genügender Genauigkeit zur Aufmessung verwandt werden, da die Normalflügel gleiches Profil, gleiche Tiefe und gleichen Einstellwinkel über die Spannweite aufweisen.

Das Gerät zeigt Abb. 1.

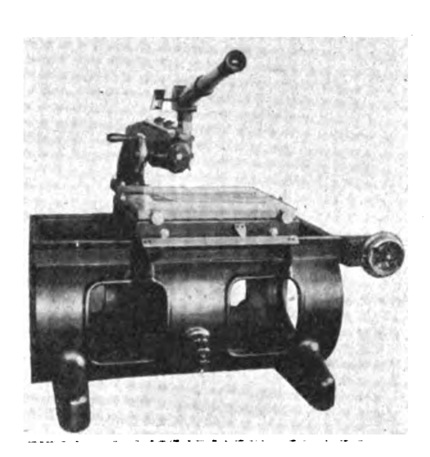


Abb. 1. Zeißsches Profil-Koordinaten-Aufmeßgerät.

Auf einer von unten beleuchteten Mattglasplatte kann die photographische Profilaufnahme bzw. die Profilschablone mittels sehr genau gearbeiteter Spindelführungen längs und quer verschoben werden. Ein Ablesemikroskop mit zwei gekreuzten Skalen mit $^1/_{10}$-mm-Teilung gestattet, die Koordinaten auf $^1/_{10}$ mm genau abzulesen. Die Genauigkeit ist also durchaus genügend, da zudem noch Zwischenwerte geschätzt werden können.

Das andere Gerät, das Profilaufnahmegerät, beruht auf einem für den besonderen Zweck der Vermessung von Modell-Luftschrauben von Prof. Betz vorgeschlagenen Prinzip.

Das Prinzip, das unseres Wissens im Wasserbau schon für die Ausmessung von Kanalquerschnitten verwandt worden ist, besteht in folgendem: Das Blatt einer im Dunkeln befindlichen Modell-Luftschraube wird von einem Lichtstrahlenbüschel, das eine Ebene bildet, an einer Stelle beleuchtet. Hierdurch wird der Profilumriß auf einer Seite des

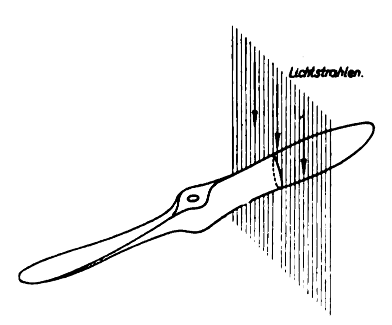


Abb. 2. Aufhellung eines Profilumrisses durch ein einfallendes ebenes Lichtstrahlenbüschel.



Blattes an der betreffenden Stelle aufgehellt, wodurch das Profil scharf gezeichnet hervortritt.

Die Abb. 2 zeigt, wie diese Aufhellung zustandekommt.

Der aufgehellte Profilumriß wird photographiert. Darauf wird die Luftschraube so gedreht, daß die andere Profilseite an der gleichen Stelle beleuchtet und ebenfalls photographiert werden kann. Selbstverständlich muß hierzu die photographische Platte gleichfalls, und zwar um denselben Winkel, gedreht werden, und es müssen dann die zwei aufgenommenen Profilhälften der Druck- und Saugseite genau zusammenstimmen.

Der Aufbau des Gerätes geht aus der Schnittzeichnung Abb. 3 hervor.

Eine optische Bank trägt die Kamera mit drehbarer Kassette und die Beleuchtungseinrichtung. Die Beleuchtungseinrichtung erzeugt mittels auf der Zeichnung erkenntlicher Soffittenlampen und zweier übereinander angeordneter Spalten die senkrecht zur Zeichenebene liegende »Lichtebene«.

Rechts von der Beleuchtungseinrichtung ist die Modell-Luftschraube mit dem Aufspanngerät angeordnet. Das Aufspanngerät kann auf der optischen Bank verschoben werden, um nacheinander eine Anzahl von Profilen, die in verschiedenem Abstande von der Propellerachse liegen, aufnehmen zu könneu. Außerdem kann die Schraube, wie bereits erwähnt, um eine Radialachse, die »Drehachse des Aufspanngeräts« verdreht werden.

Alle Teile sind, um falsches Licht zu vermeiden, eingekapselt.

Die Schichtebene der photographischen Platte und die Lichtebene liegen je in einem Abstand $2f$ von der Objektivebene entfernt. Der Abstand $2f$ ist gleich der doppelten Brennweite des Objektives, und beträgt in unserem Falle 16 cm. Dieser Abstand wurde gewählt, um ein Maßstabsverhältnis 1:1 des wirklichen Profiles zu dem aufgenommenen zu erhalten. In gleichen Abständen a von der optischen Achse entfernt liegen die Drehachsen der photographischen Platte und des Aufspanngerätes für das Luftschrauben-Modell.

Wollen wir ein aufzunehmendes Profil exakt erhalten, so ist Bedingung, daß die genannten geometrischen Verhältnisse genauestens eingehalten werden. Die bei der Entwicklung des Instrumentes anfangs aufgetretenen Schwierigkeiten lagen fast immer an irgendeinem Fehler in den geometrischen Daten.

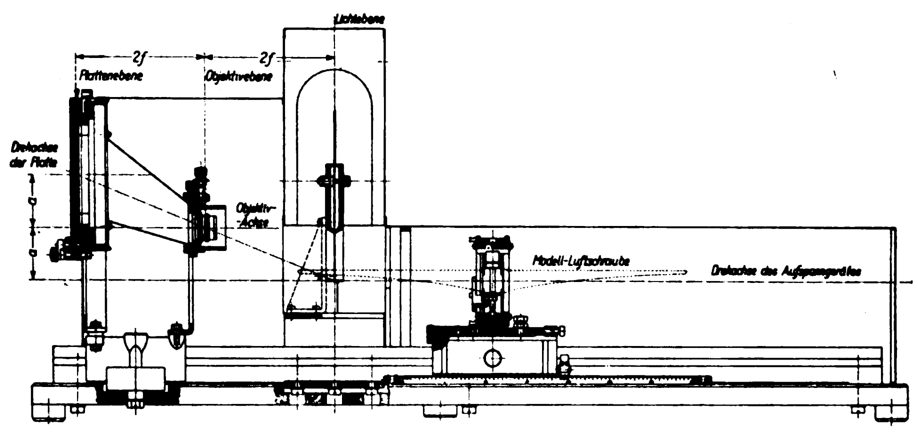


Abb. 3. Schnitt durch das Profil-Aufnahmegerät.

Als Beispiel, wie genau diese Verhältnisse eingehalten werden müssen, möge die Überlegung dienen, daß bei einer Versetzung des Objektivs um z. B. $^1/_{10}$ mm nach oben das Bild auf der Platte um $^2/_{10}$ mm aus der richtigen Lage nach der oberen Plattenkante zu verschoben sein wird. Bei der darauf folgenden Drehung der Platte um 180° und der Aufnahme der zweiten Profilseite wird die gleiche Versetzung nach der anderen Plattenkante zu auftreten, so daß die zweite aufgenommene Profilhälfte um $^4/_{10}$ mm gegen die erste verschoben sein wird. Bei einer Profildicke von 2 mm, wie sie z. B. an äußeren Profilen eines Modellpropellers vorhanden ist, würde dies einen Fehler von 20% ausmachen. Die Strichstärke eines aufgenommenen Profiles kann auf ca. 1,5 bis 2 Zehntel mm gebracht werden. Daher muß verlangt werden, daß die größte zulässige Verschiebung zweier Profilhälften gegeneinander den Betrag von $^1/_{10}$ mm nicht übersteigt. Dies entspricht aber einer Genauigkeit in der Höheneinstellung des Objektives von 2 bis 3 Hundertstel mm.

Mit der gleichen Genauigkeit muß natürlich auch die Festlegung des Schnittpunktes der Drehachse des Aufspanngerätes mit der Lichtebene erfolgen.

Hinsichtlich der Konstruktion der einzelnen Teile des Profilaufnahmegerätes möchte ich nun folgendes ausführen:

Die optische Bank besteht aus einer handelsüblichen Dreikantschiene, die in dem Teile, wo sie als Führung für die Verschiebung des Modellaufspanngerätes dient, besonders geschliffen ist.

Kamera und Kassette ruhen auf einem Stativreiter, der auf der optischen Bank festgeklemmt ist.

Die drehbare Kassette für eine Platte 9 × 12 cm weist, wie auf der Abb. 3 ersichtlich ist, an ihrer Unterkante einen beweglichen Raststift auf. Mit Hilfe des Raststiftes kann vonhand aus die Kassette in 4 um 90° voneinander abweichende Stellungen gebracht werden. Hierbei greift der Raststift nacheinander in 4 Bohrungen des Kameragehäuses ein. Es sind 4, statt, wie bisher erwähnt, 2 Stellungen vorgesehen. Jedes Profil wird also in 4 Teilen aufgenommen, die sich genau decken müssen. Bei nur zwei Aufnahmen eines geschlossenen Profiles zeigte es sich, daß die Profilein- und -austrittskanten zu stark unterbelichtet waren, da sie bei horizontaler Lage des Profiles zu wenig Licht in das Objektiv warfen.

Die Kassettenseite der Kamera ist in Abb. 4 wiedergegeben.

Man sieht daß die erwähnten Rastlöcher in verschiebbare Teile gebohrt sind. Die Teile sind justierbar, um ein genaues Übereinstimmen der Winkel zwischen den einzelnen Kassettenstellungen mit den entsprechenden der Luftschraube erreichen zu können.

Die Objektivseite der Kamera zeigt Abb. 5.

Das Objektiv ist ein normales Weitwinkel-Objektiv von 8 cm Brennweite und einem Öffnungsverhältnis 1:9. Die Fassung ist mit einem Außengewinde versehen, das eine Verschiebung des Objektives in axialer Richtung so weit gestattet, bis der Abstand $4f$ zwischen der Plattenschicht und Lichtebene genau halbiert wird. Weiter ist eine Kreuzschlittenführung vorgesehen, die die genaue Justierung des Objektives in der Querebene ermöglicht.

Die Beleuchtungsvorrichtung besteht, wie aus Abb. 6 ersichtlich, im wesentlichen aus zwei Einfaden-Soffitenlampen, die in einer Ebene liegen und in einem Winkel von 90° zueinander angeordnet sind. In der gleichen Ebene liegen zwei enge Spalten übereinander, die in Abb. 6 als halbkreisförmige Kanten erkennbar sind. Die durch beide

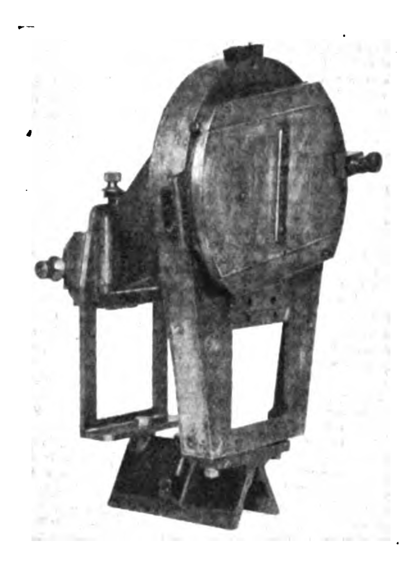


Abb. 4. Ansicht der Kassettenseite der Kamera.

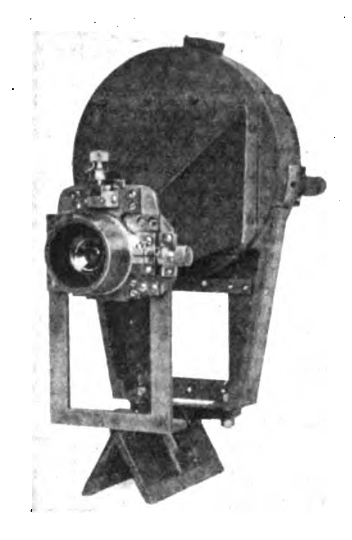


Abb. 5. Ansicht der Objektivseite der Kamera.

Spalten fallenden Lichtstrahlen erzeugen die bereits erwähnte »Lichtebene«. Die Spaltweiten sowie die genaue Lage der Lampen sind wiederum einstellbar, wohingegen für die genaue Einstellung des Abstandes der Lichtebene von der Plattenebene keine besondere Justiervorrichtung vorgesehen ist.

Die Gesamtansicht der Beleuchtungseinrichtung ist in Abb. 7 wiedergegeben.

Das Aufspanngerät für die Modell-Luftschraube geht aus der Schnittzeichnung Abb. 8 hervor. Die Aufspannvorrichtung ist auf einem, wie bereits erwähnt, verschiebbaren Stativreiter aufgebaut, dessen Stellung auf einer Skala der optischen Bank ablesbar ist. Jeder Stellung entspricht ein bestimmter Radius, zu dem das aufzunehmende Profil gehört.

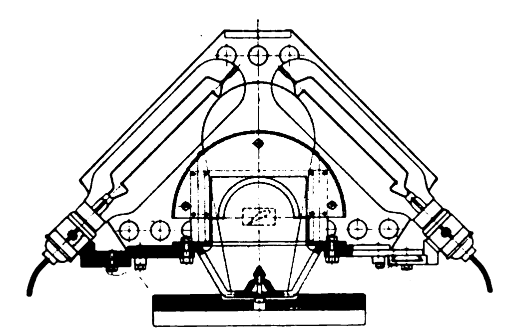


Abb. 6. Schnitt durch die Beleuchtungseinrichtung.

Fest verbunden mit dem Reiter ist eine kurze äußere Hülse von verhältnismäßig großem Durchmesser. In dieser äußeren Hülse liegt eine innere, die mit der ersten zusammen gewissermaßen ein Gleitlager bildet. Diese innere Hülse ist sehr fein eingepaßt und trägt rechts und links über die Außenhülse greifende Flanschen. In diese innere Hülse nun greift mittels eines Querhauptes die Achse, auf die die Modell-Luftschraube aufgezogen ist, ein.

Die Abb. 9 zeigt den Reiter mit der äußeren Hülse.

Die äußere Hülse bildet nicht ein Stück mit dem Reiter, sondern ist mit diesem über eine Platte verbunden. Diese Platte kann um eine horizontale Querachse geschwenkt und um eine vertikale gedreht werden. Diese Bewegungsmöglichkeiten dienen zur genauen Justierung der Drehachse des Aufspanngerätes. Diese muß genau parallel zur optischen Bank liegen. Andernfalls würde bei der Verschiebung des Aufspanngerätes eine Wanderung des Schnittpunktes der Lichtebene mit der Drehachse des Aufspanngerätes auftreten. Weiter ist die bereits erwähnte Arretiervorrichtung für die jeweilige Modellstellung erkenntlich.

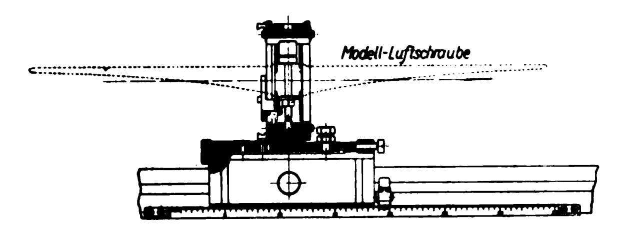


Abb. 8. Schnitt durch das Aufspanngerät für die Modell-Luftschraube.

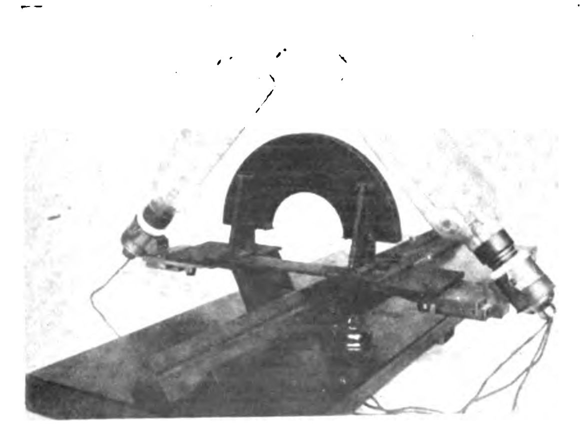


Abb. 7. Ansicht der Beleuchtungseinrichtung ohne Gehäuse.

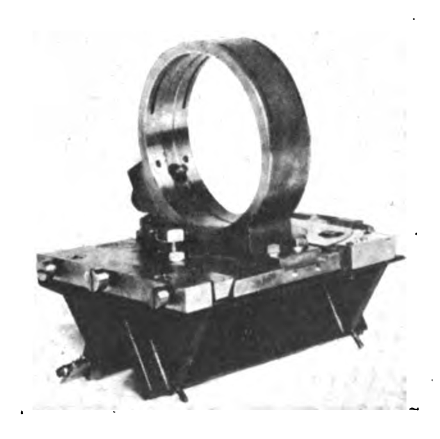


Abb. 9. Reiter und äußere Hülse des Aufspanngerätes.

Die Abb. 10 zeigt die innere Hülse mit der Propellerachse. Die vordere, dem Objektiv zugewandte Flanschseite dieser Hülse weist zwei senkrechte schwalbenschwanzförmige Führungen auf. In diesen kann eine Querbrücke verschoben werden, die zwei vorspringende Stücke mit wagerechten oberen Flächen trägt. Diese wagerechten Flächen werden bei einer Aufnahme von der Lichtebene geschnitten und dadurch zwei in gleicher Höhe liegende Marken mitphotographiert. Die Brücke kann so weit an die eingespannte Luftschraube herangeführt werden, bis die die Marken verbindende Wagrechte die untere bezw. druckseitige Propellernabenfläche berührt. Diese Wagrechte stellt dann die horizontale Koordinatenachse für die Aufmessung des Profiles dar. Die vertikale Koordinatenachse wird in ähnlicher Weise vermittels zweier oben und unten an der Stirnseite der inneren Hülse angebrachter vorspringender Teile ebenfalls mit aufgenommen. Durch die gleichzeitige Aufnahme des rechtwinkligen Koordinatensystems mit dem Profil zusammen wird die Aufmessung der Profilkoordinaten wesentlich erleichtert.

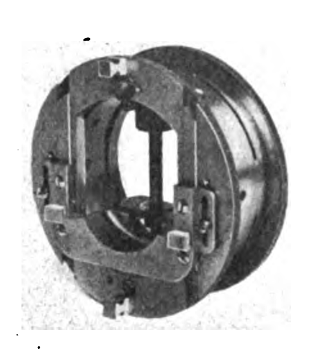


Abb. 10. Innere Hülse mit Achse der Luftschraube und Koordinaten-Bestimmungsstücken.

Die Abb. 11 zeigt eine Modell-Luftschraube mit der Achse. Das Querhaupt ermöglicht es, das Modell um die Propellerachse um 180° verdreht aufspannen zu können, so daß das zweite Blatt der Kamera zugewandt ist.

Die Gesamtansicht des Aufspanngerätes ist in Abb. 12 wiedergegeben.

Die Abb. 13 zeigt eine Ansicht des gesamten Profil-Aufnahmegerätes, allerdings ohne die lichtabschließenden Gehäuse.

Die Abb. 14 gibt schließlich eine Reihe übereinander photographierter Profile eines Propellerblattes wieder. Die Abbildung zeigt deutlich die Marken für das Koordinatensystem und die klare Durchzeichnung der Profile.

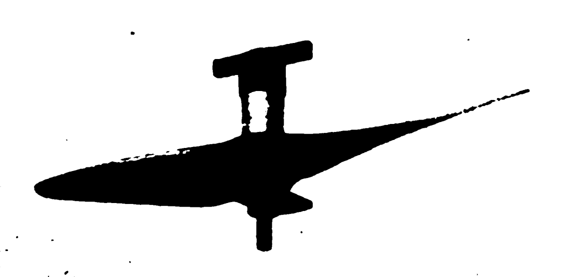


Abb. 11. Modell-Luftschraube mit Achse.

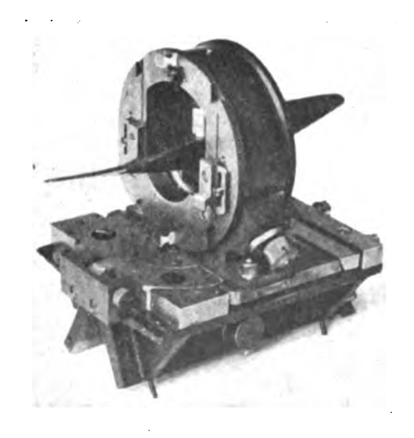


Abb. 12. Gesamtansicht des Aufspanngerätes.

Wie im Anfange meiner Ausführungen bereits angedeutet, haben wir vor, ein entsprechendes Gerät noch für Modelltragflügel zu bauen. Dieses Gerät soll auf Grund unserer Erfahrungen mit dem geschilderten Gerät entwickelt werden. Das geschilderte Gerät war auch ursprünglich nur als Versuchsgerät gedacht. Es weist daher auch noch nicht die einheitliche Durchbildung auf, die wünschenswert wäre.

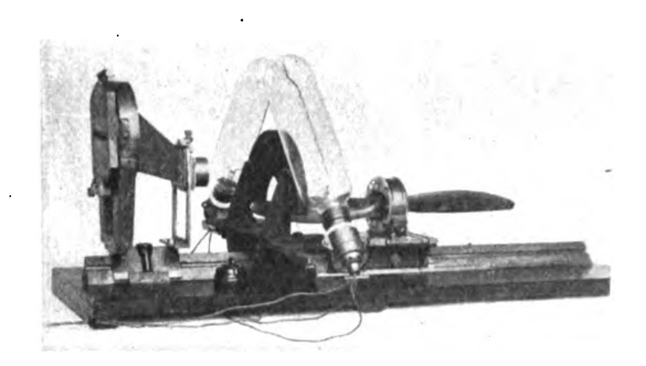


Abb. 13. Gesamtansicht des Profil-Aufnahmegerätes ohne Gehäuse.

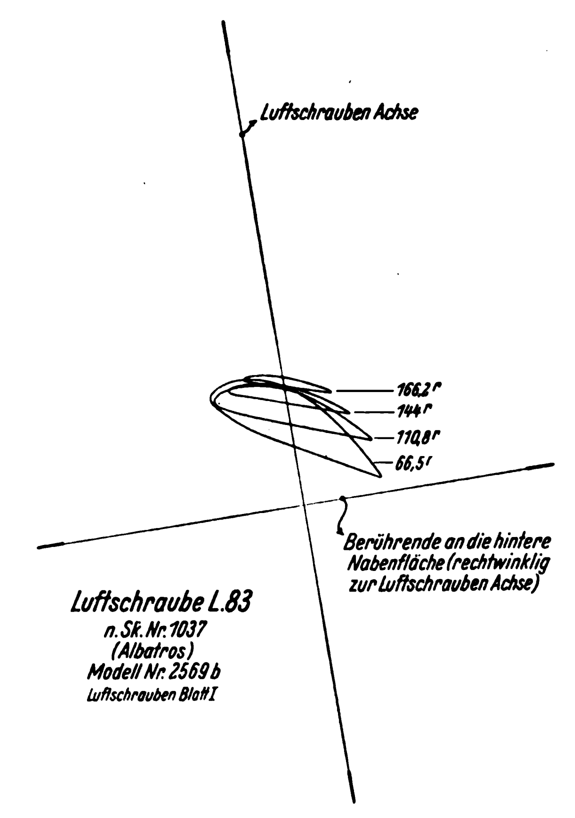


Abb. 14. Photographisch aufgenommene Profile eines Blattes einer Modell-Luftschraube.

Bei dem Tragflügel-Profil-Aufnahmegerät soll auch unter Umständen von anderen Möglichkeiten des Aufbaues, z. B. von einer anders gearteten Erzeugung der Lichtebene und von einer gleichzeitigen kontinuierlichen Drehung des Modelles und der photographischen Platte Gebrauch gemacht werden. Ferner soll die optische Bank durch ein torsionsfestes Gestell ersetzt werden.

Nicht unerwähnt lassen möchte ich zum Schlusse die Mitarbeit eines der technischen Angestellten der Göttinger Versuchsanstalt, des Herrn Ort, der wesentlich an der konstruktiven Durchbildung des Instrumentes beteiligt war. Hergestellt wurde das Instrument von den Werkstätten für Präzisionsmechanik Georg Bartels in Göttingen.

XIV. Die Verwendung des Elektronmetalls im Flugzeugbau.

Vorgetragen von E. I. de Ridder.

I. Einleitung.

Der Luftfahrzeugbau strebt danach hin, seine Erzeugnisse leistungsfähiger und wirtschaftlicher zu gestalten. Auf aerodynamischem Gebiet sucht man, durch Verminderung aller schädlichen Widerstände auf ein Mindestmaß, durch Verbesserung der Flügelprofile und Grundrißformen u. a. m. ein Maximum an Wirkungsgrad zu erreichen. Auf bautechnischem Gebiet ist man bemüht, durch weitestgehende Entwicklung und planmäßige Anwendung der Leichtbaumethoden an Gewicht zu sparen. Man scheut keine Mühe und Arbeit, um selbst geringe Fortschritte zur praktischen Anwendung zu bringen, denn selbst geringe Verbesserungen an Leistungen und Wirtschaftlichkeit sind der Luftfahrtindustrie als eine Notwendigkeit willkommen. Unter den Flugzeug-Baumethoden hat der Metallbau und hierbei die Verwendung von Leichtmetallen an Bedeutung zugenommen.

Das Elektronmetall als das leichteste unter den Leichtmetallen darf daher besonderes Interesse beanspruchen, weil es dem Flugzeugbau im Bestreben nach Gewichtsersparnis weitere wesentliche Fortschrittsmöglichkeiten eröffnet. Es sei daher im nachfolgenden ein zusammenfassender Überblick über das Elektron, seine physikalischen und chemischen Eigenschaften, seine Technologie und seine vielseitigen Verwendungsmöglichkeiten, insbesondere im Luftfahrzeugbau, gegeben.

II. Allgemeines über Elektronmetall.

a) Physikalische und chemische Eigenschaften. Hier sollen nur diejenigen physikalischen und chemischen Eigenschaften kurz erwähnt werden, die für den Konstrukteur, der diesen Baustoff verwendet, von Interesse sind. Bezüglich der übrigen Daten sei auf die Fachliteratur verwiesen.

Mit »Elektronmetall« werden die von der I. G. Farbenindustrie Aktiengesellschaft, Bitterfeld, hergestellten hochprozentigen Magnesiumlegierungen bezeichnet, die ein spezifisches Gewicht von 1,8 bis 1,83 besitzen und somit um ein Drittel leichter sind als Aluminiumlegierungen. Der Schmelzpunkt des Metalles liegt bei 625° um ein geringes unter dem Schmelzpunkt des Aluminiums. Der Wärmeausdehnungskoeffizient ist in der gleichen Größenordnung wie der der Aluminiumlegierungen. Die absoluten Daten für Wärmeleitfähigkeit, elektrische Leitfähigkeit, Festigkeit und Elastizitätsmodul[1]) liegen niedriger als die des Aluminiums und seiner veredelbaren Legierungen, jedoch ergibt ein Vergleich unter Einbeziehung des spezifischen Gewichtes nennenswerte Vorteile, wie die späteren Darlegungen zeigen.

Bezüglich der chemischen Widerstandsfähigkeit erscheint es unbillig, an das Elektronmetall eine Forderung zu stellen, die selbst der meist verbreitete Baustoff, das Eisen, nicht zu erfüllen vermag, nämlich unbedingte Beständigkeit gegen den Angriff des Luftsauerstoffs. Auch Elektron rostet an der Luft; der Rost zeigt eine grauweißliche Farbe. Im Gegensatz zum Eisen, bei dem der Angriff unter der Rostschicht weiter fortschreitet, schützt beim Elektron die Oxydhaut das darunterliegende Metall vor weiterer Zerstörung. Die an der Oberfläche von Elektronteilen durch die Einwirkung des Luftsauerstoffs und des Luftwasserdampfes gebildete graue Haut verändert sich nicht weiter.

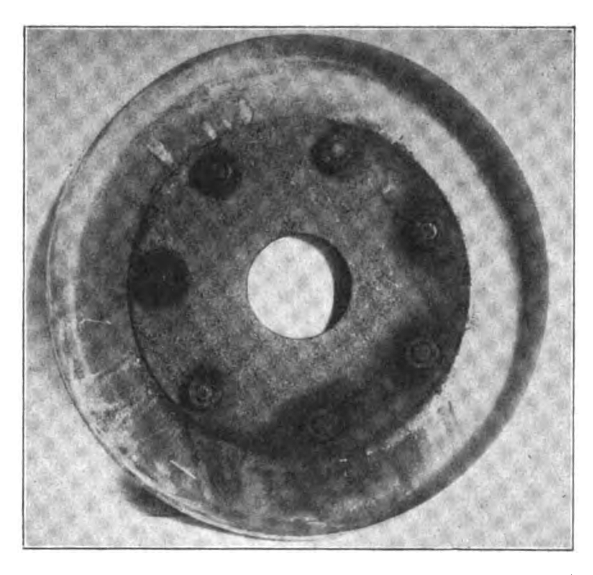


Abb. 1. Elektron-Radscheibe mit Eisennabe.

Abb. 1[2]) zeigt den Radboden eines Autorades in Elektronblech, der zusammen mit einem schmiedeeisernen Nabenflansch 2 Jahre lang ohne Lackschutz den Witterungseinflüssen ausgesetzt wurde. Man ersieht aus ihr, daß Elektron sich mit einer schützenden Oxydschicht überzogen hat, während das Eisen fortschreitende Verrostung zeigt.

Das Grundmetall Magnesium verhält sich gegenüber Alkalien, also Kali- und Natronlaugen, Seifenlösungen u. a. m., völlig passiv. Es löst sich dagegen in allen Säuren mit Ausnahme der Flußsäure. Von fluoridhaltigen, ebenso bichromathaltigen wässerigen Lösungen, z. B. Natriumkalium und Ammoniumfluorid, wird Magnesium nicht angegriffen. Dagegen ist es gegenüber Chloriden empfindlich. Ebenso ist Elektron beständig gegenüber der Mehrzahl von alkalisch reagierenden und neutralen, organischen, hochprozentigen Stoffen, z. B. Trichloräthylen, Tetrachlor-

[1]) Tabelle über Festigkeitswerte der Elektronlegierungen siehe Anhang.

[2]) Die Klischees sind sämtlich aus Elektronmetall hergestellt.



kohlenstoff, Azeton, Amyl- und Äthylalkohol und besonders gegenüber den in der Luftfahrt üblichen neutralen Ölen und reinen Brennstoffen, Benzin und Benzol.

Bei den Magnesiumlegierungen war es im Laufe der Zeit möglich, sowohl durch Legierungszusätze als auch durch besondere Herstellungsverfahren die chemische Widerstandsfähigkeit zu erhöhen. Zur Erzielung eines guten Oberflächenschutzes hat sich eine einfach durchzuführende Oberflächenbehandlung sehr gut bewährt. Durch Beizung des Metalles in einer Salpetersäure-Chromatbeize (15% Kaliumbichromat, 20% konzentrierte Salpetersäure, Rest Wasser), die je nach den Abmessungen des Gegenstandes durch ¼ bis 3 Minuten langes Eintauchen mit nachfolgendem Abwaschen und Trocknen erfolgt, erzielt man einen messingfarbigen Niederschlag, der eine Chromverbindung darstellt und einen weiteren Korrosionsschutz bedeutet. Wie bei allen Leichtmetallen ist vor Inbetriebnahme ein guter Lackanstrich erforderlich. Es hat sich gezeigt, daß durch die Beizschicht das Haftvermögen der Lackanstriche auf dem Metall erhöht wird. Weiterhin ist ebenfalls wie bei allen anderen Leichtmetallen eine Isolierung gegenüber anderen Baustoffen notwendig, um elektrolytische Spannungsgefälle und mithin Korrosion zu vermeiden.

Auf Grund langjähriger Versuche im Laboratorium und in der Praxis, insbesondere auch im praktischen Flugbetrieb, kann man zusammenfassend sagen, daß Elektronmetall bei vorschriftsmäßiger Behandlung und Konservierung gegenüber Witterungseinflüssen gute Korrosionsbeständigkeit besitzt. Gegenüber Seewasser ist dagegen die Korrosionsbeständigkeit beschränkt, aber auch hier hat sich Elektronmetall an Stellen in Seeflugzeugen, die nicht dem direkten dauernden Seewasserangriff ausgesetzt sind, wie spätere Ausführungen zeigen, in der Praxis bewährt. Zwischenzeitlich gemachte Fortschritte in der Legierungskunde lassen auch in der Seewasserbeständigkeit nennenswerte Fortschritte erwarten.

b) Technologie des Metalles unter besonderer Berücksichtigung der den Flugzeugbau interessierenden Fragen. Um dem Konstrukteur einen Überblick über die in Elektron möglichen Verwendungsformen zu geben, sei kurz einiges über die Technologie dieses Metalles

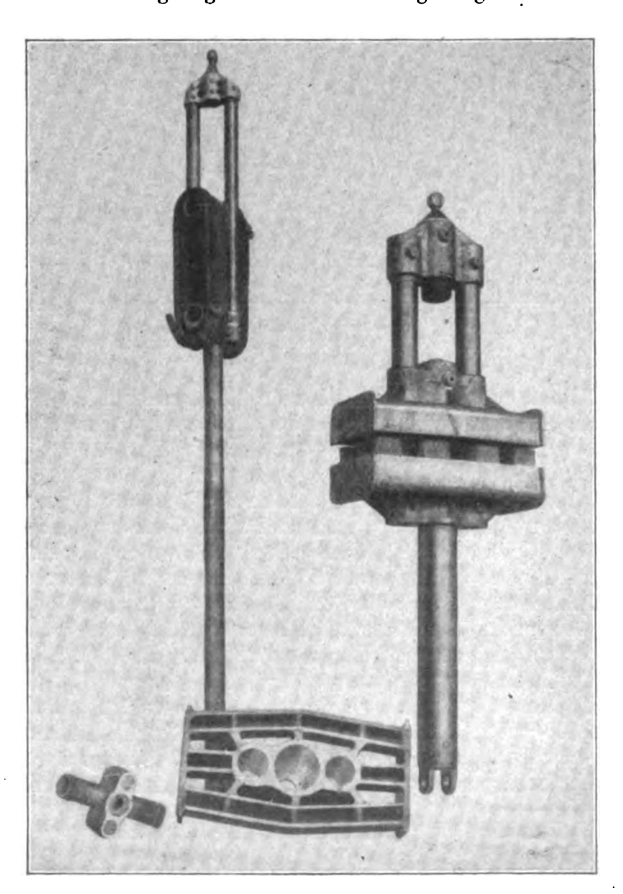


Abb. 2. Fahrwerksteile in Elektronguß für Junkers F 13.

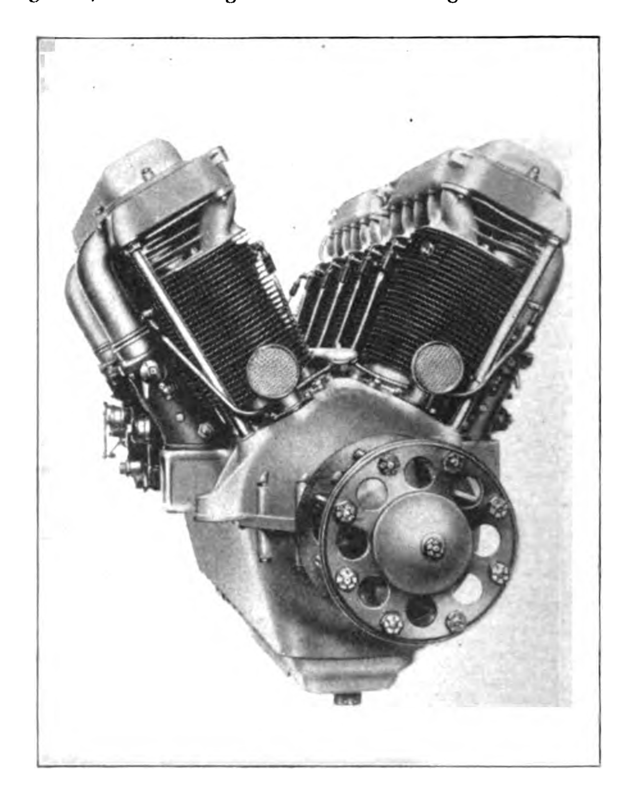


Abb. 3. Flugmotor mit Elektron-Kurbelgehäuse.

erläutert, die in der Fachliteratur zwar vielfach behandelt, aber außerordentlich zerstreut ist. Wie bei Stahl, Eisen und Aluminium eine einzige Legierung für alle technischen Verwendungszwecke nicht ausreicht, war auch bei Elektronmetall die Notwendigkeit gegeben, den verschiedenartigen Betriebsbedingungen angepaßte Legierungen zu entwickeln. Elektron wird in Form von Guß, gepreßtem und gewalztem Material geliefert[1]).

Für Guß bestehen zwei Hauptlegierungen, und zwar:

1. AZF. Diese Legierung hat ein großes inneres Arbeitsvermögen und hat sich seit langen Jahren gut bewährt für Teile, die durch vorübergehende Überbeanspruchung infolge Stoß große Kräfte aufnehmen müssen, z. B. Teile eines Flugzeugfahrwerks und Schwanzsporne.

Abb. 2 zeigt als Beispiel in Elektronguß hergestellte Fahrwerksteile eines Junkers-Flugzeuges Type F 13. Die die Gummischnüre tragenden Traversen, welche den Landungsstoß aufnehmen müssen, werden in Elektronguß AZF im Serienbau seit Jahren hergestellt.

2. AZG. Diese Legierung weist eine hohe Streckgrenze und Biege-Schwingungsfestigkeit auf und wird daher vorteilhaft für Teile, die auf hohe Ermüdungsfestigkeit beansprucht werden, verwendet; z. B. Kurbelgehäuse von Motoren, wie Abb. 3 zeigt.

Außer dem üblichen Sandguß wird auch Spritzguß und Kokillenguß hergestellt. Wegen der teuren Vorrichtungen für die beiden letztgenannten Gußarten lohnt sich ihre Anwendung nur bei entsprechenden Stückzahlen. Bezüglich der Abmessungen und Gewichte von Gußstücken liegen die Verhältnisse ähnlich wie beim Aluminiumguß. Normal betragen die kleinsten Wandstärken 4 mm, in besonderen Fällen bei kleineren Teilen 3 mm. Alle bisher von der Praxis gestellten Forderungen in bezug auf Maße, Gewichte und Kompliziertheit der Formen konnten im gleichen Ausmaß wie bei den Aluminiumlegierungen gelöst werden.

[1]) Festigkeitstabelle siehe Anhang.

Für gepreßtes und geschmiedetes Material bestehen drei Hauptlegierungen:

1. AZM. Diese Legierung ist als gepreßtes Material in Profilform für den Flugzeugbau die wichtigste. Ihre technischen Daten werden an späterer Stelle eingehend erläutert.
2. AM 503. Diese Legierung ist schweißbar und wird in gepreßtem Zustand für Rohre und Armaturen von Brennstoffbehältern benutzt.
3. V 1. Die Legierung hat sich dort bewährt, wo es weniger auf Zähigkeit als auf Härte und höchste Bruchfestigkeit ankommt.

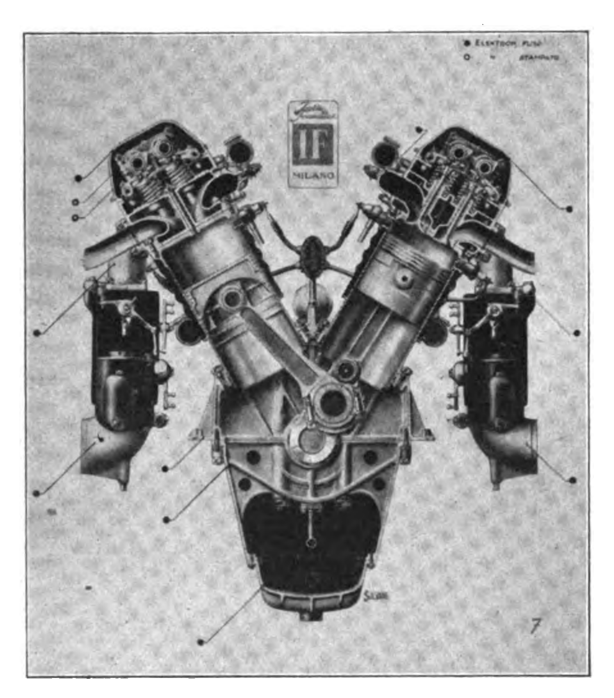


Abb. 4. Flugmotor mit Elektron-Kurbelgehäuse in Elektron AZG und Nockenwellenlager in Elektron V 1 gepreßt.

Abb. 4 zeigt ein Beispiel für die Verwendung. Die im Einsatz polierte und gehärte Nockenwelle dieses Flugmotors ist in Preßteilen Elektron V 1 gelagert ohne Zwischenschaltung von Laufbüchsen. Die Ausführung hat sich an diesem, in großen Serien hergestelltem Motor gut bewährt.

Alle Profile, die z. B. in der Eisen- nnd Stahlindustrie als Walzprofile bekannt sind, werden in Elektronmetall durch Pressen auf Strangpressen hergestellt. Die vorhandenen Fabrikationseinrichtungen lassen zur Zeit Querschnittsabmessungen von etwa 30 × 230 mm bei massivem Querschnitt und bei Profilen, z. B. Doppel-T-Trägern, Größen von etwa 200 mm Steghöhe und 70 mm Gurtbreite als Höchstmaß zu. Die lieferbaren Längen entsprechen einem Gewicht von etwa 25 kg. Rohre[1]) können zur Zeit in Abmessungen von 11 bis 150 mm Außendurchmesser hergestellt werden. Die Mindestwandstärke der gepreßten Profile und Rohre beträgt bei kleinen Querschnitten 1,5 mm, bei mittleren und größeren 2 mm.

Preß- und Schmiedestücke können in Gesenken unter der Presse bei Temperaturen von 350 bis 400°, bei welchem das Material sehr gut verformbar ist, hergestellt werden. Es werden Kolben, Pleuelstangen, Kipphebel, Nockenwellenlager u. a. m. für Motoren angefertigt. Größere Schmiedestücke, wie z. B. Propeller, sind bereits mit gutem Erfolg versucht worden.

Als Walzmaterial wird Elektron nur in Form von Blechen geliefert. Hierfür kommen 2 Legierungen in Frage.

1. AZM. Sie ist, wie auch im gepreßten Material, die für den Flugzeugbau wichtigste Konstruktionslegierung für tragende Teile.
2. AM 503 als gut schweißbares Blech, das sich zur Herstellung von Verkleidungsteilen und Brennstoffbehältern sehr gut eignet.

Die lieferbaren Größen[1]) sind den Normen des Falu angepaßt. Die Blechbreiten steigen von 350 mm auf 630 mm. Die Längen betragen 2 bis 3 m. Die angegebenen Größen sind durch Fabrikationseinrichtungen begrenzt und werden im Laufe der Zeit im Sinne einer Verbesserung Änderungen erfahren. Aus Blechstreifen hergestellte Profile werden in Wandstärken von 0,3 mm bis etwa 2 bis 3 mm geliefert. Ihre Längen entsprechen den Blechlängen. Profile größerer Wandstärke werden zweckmäßig als Preßprofile bezogen.

III. Richtlinien für die Verformung des Elektronmetalls in der Werkstatt.

Die bei den veredelbaren Aluminiumlegierungen notwendigen Weichglühungen mit anschließender Verformung innerhalb der Alterungszeit bzw. nachträgliches Veredeln sind bei Elektronmetall grundsätzlich nicht notwendig.

Elektronblech hat schon im Anlieferungszustand seine endgültigen mechanischen Eigenschaften, die in den Legierungsbestandteilen begründet sind. Bei sachgemäßem Ausglühen erleidet das Blech keinerlei Entfestigung.

Grundsätzlich ist Elektronblech warm zu verarbeiten. Geringfügige Kaltverarbeitung ist möglich und wird nachher besprochen. Die zweckmäßigsten Temperaturen betragen für die

Blechlegierung	AZM	270	bis	300° C
»	AM 503	270	»	330° C
»	Z 3	270	»	300° C
Preßlegierung	V 1, AZM und AZ 31	270	»	300° C

Bei Einhaltung dieser Temperaturen besitzt Elektronblech die gleiche Verarbeitbarkeit, wie sie Duralumin im weichgeglühten Zustand hat. Die zulässigen Biegeradien sind gleich der doppelten Blechdicke, für Bleche über 2 mm gleich 1,5 bis 1,8 mal Blechstärke. Bei Verformung im Schraubstock kann die offene Flamme (Gasflamme mit Preßluft, Azetylen mit Preßluft oder Lötlampe) benutzt werden.

Die geeigneten Temperaturen werden am einfachsten dadurch ermittelt, daß man das Blech stellenweise mit Maschinenöl (Flammpunkt ca. 300°) bestreicht. Sobald das Öl zu flammen beginnt, ist die richtige Temperatur erreicht. Schraubstock und Einspannfutter sind zur Verhinderung der Wärmeabgabe während der Verarbeitung ebenfalls zu erwärmen. Bei oft wiederkehrenden Verformungen in Serienfabrikation, z. B. beim Profilziehen oder bei Gesenkarbeiten haben sich Muffelöfen gut bewährt. Bei seltener vorkommenden Arbeiten kann man die Bleche in Holz- oder Asbestfutter einspannen und braucht dann die Einspannvorrichtungen nicht zu erwärmen.

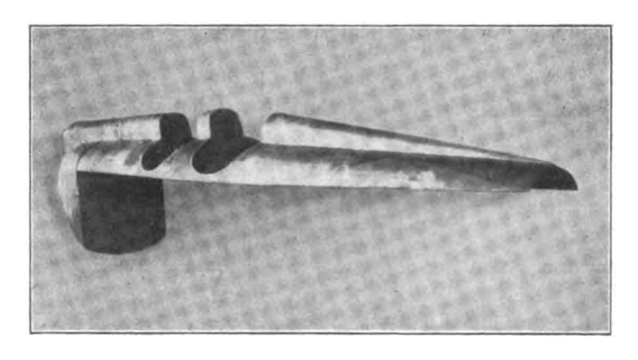


Abb. 5. Motorraum- und Rumpfverkleidung in Elektronblech.

[1]) Rohrtabelle siehe Anhang.

[1]) Blechtabelle siehe Anhang.

Abb. 5 zeigt z. B. eine auf Holzschablonen hergestellte Rumpf- und Motorverkleidung eines zweisitzigen Sportflugzeuges. Beim Tiefziehen empfiehlt es sich, die Werkzeuge auf 400 bis 500° C anzuheizen. Als Schmiermittel hat

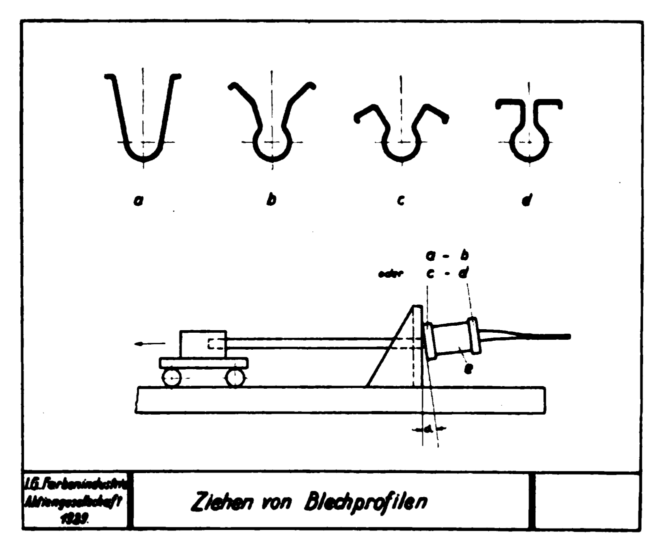


Abb. 6. Ziehen von Blechprofilen.

sich hierbei Palmin bewährt. Teile, die in der Fabrikation eine besonders hohe Tiefziehfähigkeit erfordern, werden durch Zusammenschweißen vorgeformter Teile und nachheriges Fertigtreiben hergestellt. Die im Flugzeugbau üblichen Blechprofile können nach dem Ziehverfahren hergestellt werden. Hierbei müssen die Blechstreifen in einem vor die Ziehbank geschalteten Ofen auf die notwendige Verarbeitungstemperatur gebracht werden. Ebenso sind die Ziehwerkzeuge zu beheizen. Zur Erzielung gerader Profile müssen die Matrizen zur Ziehrichtung geneigt werden. Abb. 6 zeigt die Herstellung eines komplizierten Blechprofiles.

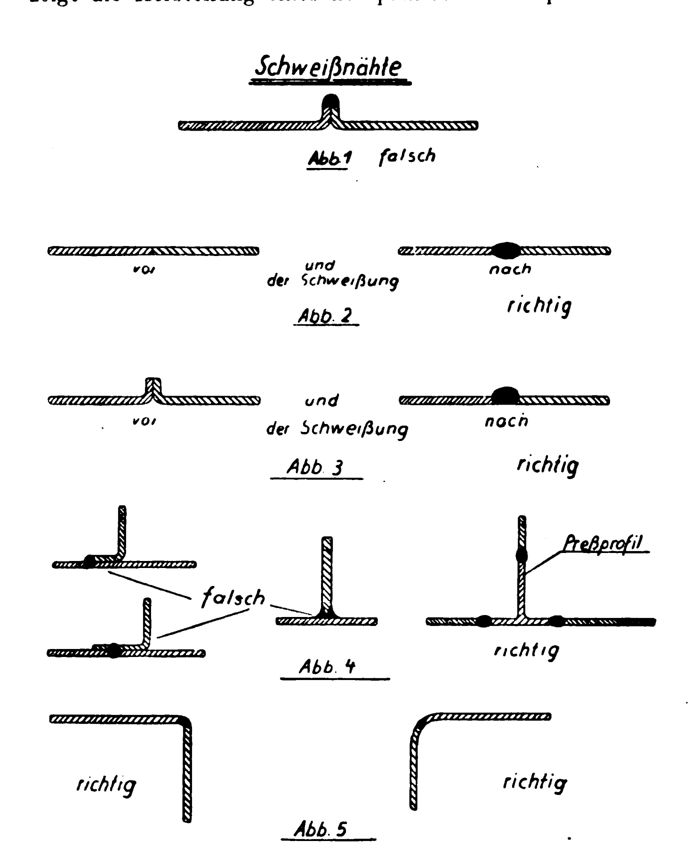


Abb. 7. Schweißnahtanordnungen.

Der vorgerichtete Blechstreifen wird durch die Matrizen *a* und *b* gezogen. Beide Matrizen sind durch ein starres Stück *e* miteinander verbunden und das ganze Aggregat ist um den Winkel a gegen die Ziehrichtung geneigt. Bei diesem Ar-

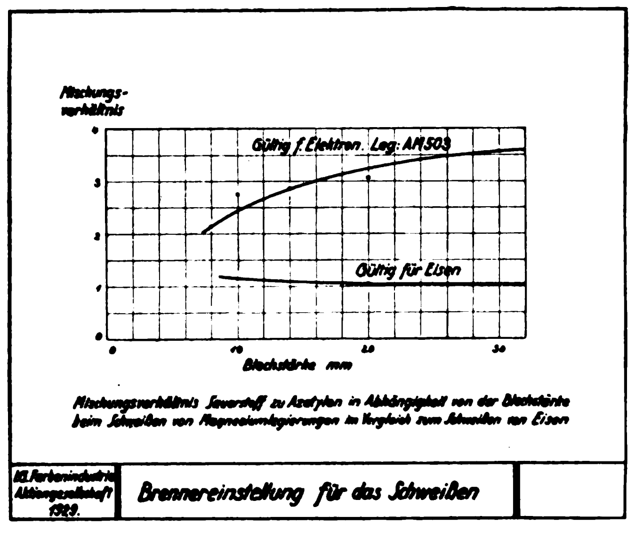


Abb. 8. Brennereinstellung für das Schweißen.

beitsgang wird das Profil bis zur Vorform *b* verformt. Anschließend hieran wird das vorgezogene Profil durch die Matrizen *c* und *d* gezogen und erhält im zweiten Arbeitsgang seine endgültige Form. Eine Unterteilung in zwei Arbeitsgänge hat sich bei komplizierten Profilen als notwendig erwiesen, da der Reibungswiderstand von 4 Matrizen zu groß wird und zu hohe Ansprüche an das Material im warmen Zustand stellt. Als Schmiermittel kommt eine Mischung von $^1/_3$ Heißdampfzylinderöl und $^2/_3$ Maschinenöl oder von 50 bis zu 50 Teilen Bienenwachs und Hammeltalg in Frage. Die Herstellung von Profilen in Profilrollen ist unter Einhaltung der vorschriftsmäßigen Verarbeitungstemperaturen ebenfalls möglich. In der werkstattmäßigen Durchführung ergab sich, daß beide Verfahren vereinigt werden könnten dergestalt, daß die Vorform als volloffenes Profil zwischen Rollen erzeugt wurde, während die endgültige Formgebung in der Matrize geschah. Mit Rücksicht auf die Wärmeausdehnung der Blechstreifen und der Ziehwerkzeuge, die ebenfalls beheizt werden, muß in der Matrize ein entsprechendes Spiel (bis zu 0,2 mm) vorgesehen werden. Bei einer Blechdicke bis zu 2 mm beträgt die Ziehgeschwindigkeit 4 bis 5 m/min, darüber hinaus 2 bis 3 m/min. Das Ziehverfahren

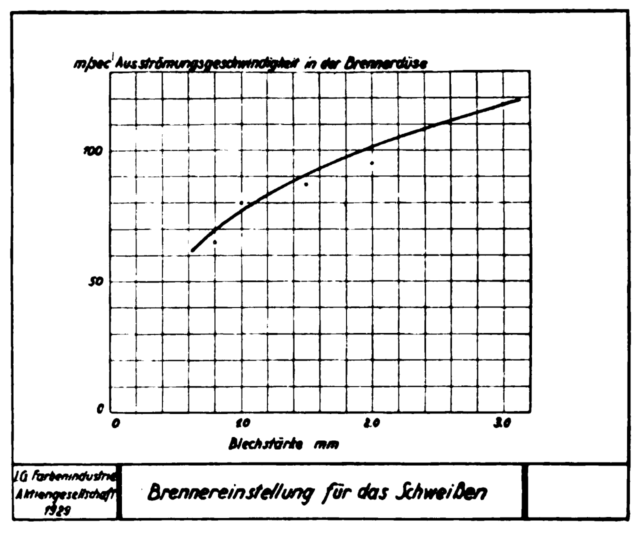


Abb. 9. Brennereinstellung für das Schweißen.

arbeitet wirtschaftlich bei Blechstärken von 0,3 bis 3 mm, darüber hinaus gelangen dann Preßprofile zur Anwendung.

In Spezialfällen, z. B. bei kleineren Profilen, oder da, wo nach dem Abkanten ein Beschneiden der Profil-Längskanten

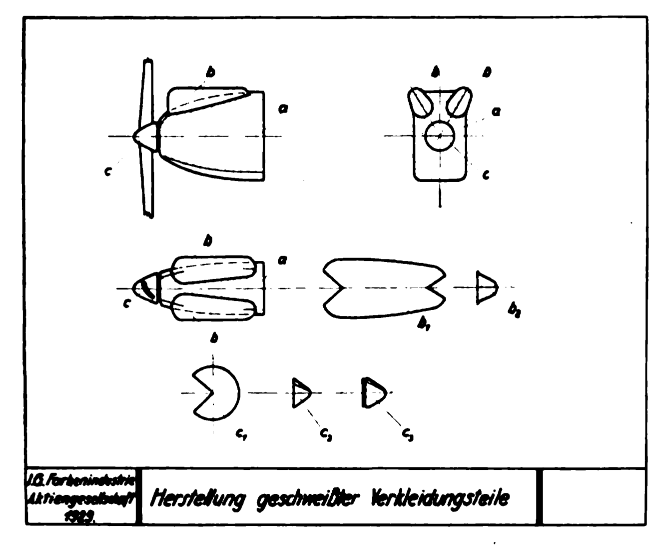


Abb. 10. Herstellung geschweißter Verkleidungsteile.

möglich ist, läßt sich auch das Abkantverfahren werkstattmäßig durchführen; ebenso bei größeren Stücken, die nicht mehr als Profile anzusprechen sind und deren Größe ein Verziehen in der Wärme nicht zulassen. Die Warmverarbeitung erfordert beheizbare Abkantmaschinen oder, falls nicht möglich, wärmeisolierende Spannfutter aus Hartholz oder Asbest. Das Werkstück muß in entsprechenden Öfen oder durch lange Gasbrenner, die u. U. an der Abkantmaschine befestigt sein können, erwärmt werden. Für eine normale Fabrikation von längeren Profilen ist das Abkantverfahren nur in solchen Fällen brauchbar, wo die Profilform eine Kaltverarbeitung zuläßt.

Die Verwendungsfähigkeit des Elektrons für Verkleidungsteile und Behälter (Benzin- und Öltanks) gab Veranlassung, das Schweißen des Bleches genauer zu untersuchen. Es zeigte sich, daß die Legierung AM 503 unter Benutzung eines besonderen Schweißmittels sehr gut schweißbar ist. Es ist besonders darauf zu achten, daß nach der Schweißung das Schweißmittel gut abgewaschen wird, da es wie alle Schweißmittel für Leichtmetalle korrosionsfördernde Salze enthält. Geschweißt wird nach dem Autogen-Schweißverfahren. Die Schweißnähte sind im warmen Zustand wie das Blech selbst verarbeitbar, sie lassen sich

	Gußmaterial			Stark beanspruchtes Blech			Wenig beanspruchtes Blech		
	Elektron AZG	Aluminium Guß	Grauguß	Elektron AZM	Duralumin	Lautal	Elektron AM503	Aluminium hart	Aluminium halbhart
K_z	15.0	15.0	18.0	30.0	40.0	38.0	21.0	16.0	13.0
$\sigma_{0,2}$	10.0	11.0	14.0	19.0	25.4	22.0	9.0	11.0	8.0
$\frac{\gamma}{K_z}\cdot 100$	12.1	19.3	40.0	6.06	7.0	7.37	8.66	16.2	20.0
$\frac{\gamma}{\sigma_{0,2}}\cdot 100$	18.2	26.3	51.5	9.6	11.2	12.7	20.2	23.6	32.5
Baugewicht ($\sigma_{0,2}$)	- 30.8 %	0 %	+ 95.8 %	- 14.3 %	0 %	+ 13.4 %	- 14.4 %	0 %	+ 37.7 %

Grauguß
Aluminium Guß
Elektron AZG
Elektron AZM
Duralumin
Lautal
Elektron AM503
Aluminium hart
Aluminium halbhart
I.G. Farbenindustrie Aktiengesellschaft 1929
Gütewerte für Zugfestigkeit u. Streckgrenze

Abb. 11. Gütewerte für Zugfestigkeit und Streckgrenze.

gut schmieden. Grundsätzlich sind nur Stumpfschweißungen durchführbar, da sie allein eine einwandfreie Entfernung des Schweißmittels gewährleisten.

Abb. 7 zeigt falsch und richtig angeordnete Schweißnähte.

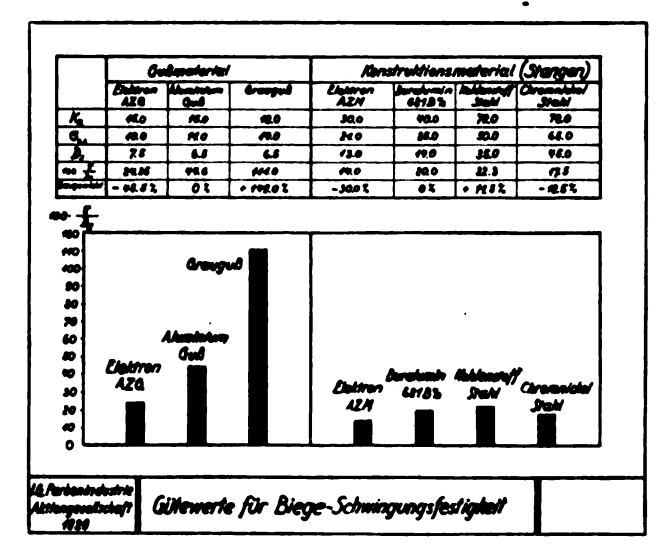


Abb. 12. Gütewerte für Biege-Schwingungsfestigkeit.

An Hand der Abb. 8 kann die richtige Einstellung des Schweißbrenners geprüft werden. Die Kurven wurden im laufenden Betrieb ermittelt. Es zeigt sich, daß das Mischungsverhältnis Sauerstoff zu Azetylen von dem bei Eisen üblichen abweicht. Zudem ändert es sich mit zunehmender Blechstärke.

Abb. 9 zeigt die Ausströmungsgeschwindigkeit in der Brennerdüse ebenfalls in Abhängigkeit von der Blechstärke. Die Erfahrung hat ergeben, daß ein im Schweißen von Aluminiumlegierungen ausgebildeter Schweißer innerhalb kurzer Zeit Elektron gut schweißen kann. Die in den beiden Abbildungen angegebenen Werte werden automatisch erzielt. Sie sind nur deshalb ermittelt worden, um bei auftretenden Schwierigkeiten eine einwandfreie Kontrolle durchführen zu können. Die Düsenöffnung des Schweißbrenners beträgt ½ bis 1 mm Dmr. Die Manometereinstellung für Sauerstoff beträgt bei Blechstärken von 0,6 bis 1 mm rund 0,2 bis 0,25 l/min, über 1 mm = 0,5 bis 0,6 l/min.

Nietverbindungen werden hergestellt unter Verwendung der auf Aluminiumbasis entwickelten Nietlegierung MG 5, die im Gegensatz zu Duraluminnieten gegenüber Elektronlegierungen ein praktisch bedeutungsloses elektrolytisches Spannungsgefälle besitzt. Die Nieten haben eine Scherfestig-

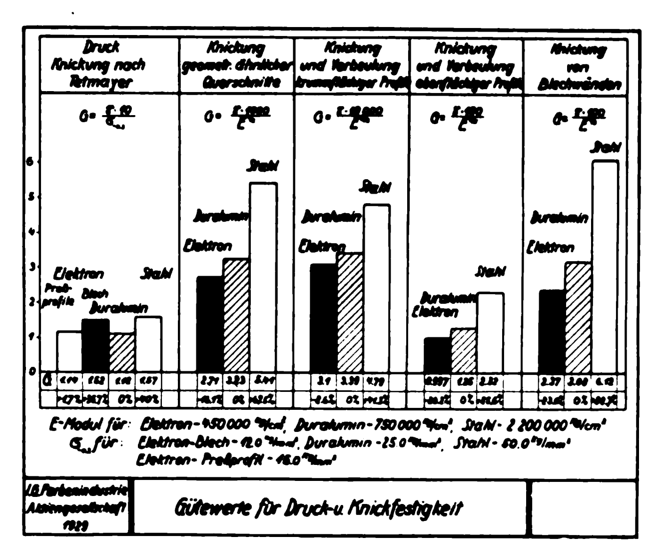


Abb. 13. Gütewerte für Druck- und Knickfestigkeit.

keit von 22 kg/mm, eine Dehnung von 26% und lassen sich kalt schlagen. In derPraxis haben sich an wenig beanspruchten Teilen auch Reinaluminiumnieten bewährt. An mittelmäßig und hoch beanspruchten Stellen sind jedoch MG 5-

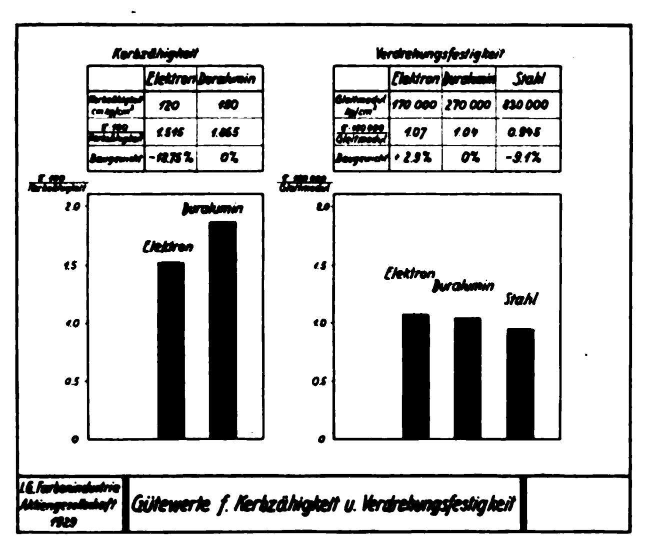


Abb. 14. Gütewerte für Kerbzähigkeit und Verdrehungsfestigkeit.

Nieten zu verwenden. Der im Blech zulässige Lochleibungsdruck beträgt je nach Blechstärke 45 bis 55 kg/mm².

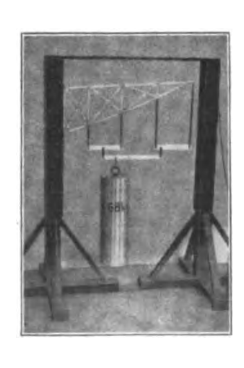
Bei der Fabrikation zeigte sich, daß eine Reihe von Bauteilen, die nur geringe Verformungen erhalten, kalt hergestellt werden können. In genaueren Untersuchungen über die möglichen Kaltverformungen sind für einfache Biegungen folgende Biegeradien festgelegt worden:

AZM	Blechstärke	0,6	mm	Biegeradius	3,—	mm
AZM	»	1,—	»	»	7,—	»
AZM	»	1,5	»	»	11,—	»
AZM	»	2,—	»	»	20,—	»
AM 503	»	0,6	»	»	2,5	»
AM 503	»	1,—	»	»	7,—	»
AM 503	»	1,5	»	»	11,—	»
AM 503	»	2,—	»	»	20,—	»

Weiterhin kann man z. B. eine kreisrunde Blechscheibe von 500 mm Dmr. in Legierung AM 503 weich 25 mm kalt wölben. In Legierung AZM weich beträgt das Höchstmaß bei dem gleichen Durchmesser etwa 10 mm.

Abb. 10 zeigt den Herstellungsplan einer Motorraumverkleidung und Propellerhaube. Komplizierte Formen werden hiernach in mehrere Teile, die wenig Treibarbeit erfordern, unterteilt, zusammengeschweißt und nach dem Schweißen fertig verformt.

Auf Grund umfangreicher Fabrikationserfahrungen, die bei Flugzeugfirmen gewonnen wurden, hat sich gezeigt, daß Elektronmetall bei Einhaltung der Verarbeitungsvorschriften ebenso wirtschaftlich für Leichtbauzwecke verarbeitbar ist wie andere Leichtmetalle.



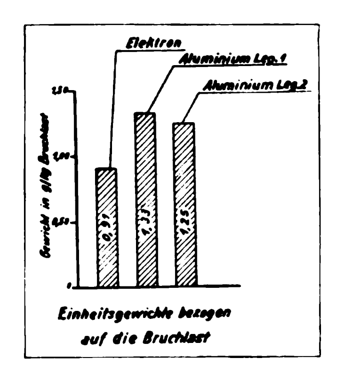


Abb. 15. Belastungsversuch an einer Rohrbach-Flügelendrippe.

IV. Richtlinien für die zweckmäßigste Konstruktion von Elektronteilen.

Die bisher üblichen Leichtmetallkonstruktionen sind unter weitestgehender Berücksichtigung der Baustoffeigenarten entstanden. Man kann gerade im Metallflugzeugbau von typischen Stahl- bzw. Duraluminkonstruktionen sprechen. Die wichtigsten Gesichtspunkte, die derartige Konstruktionen maßgebend beeinflussen, sind folgende:

1. Physikalische und chemische Eigenschaften sowie Festigkeit,
2. Formgebungsmöglichkeit,
3. sonstiges Verhalten des Baustoffes unter besonderen Betriebsbedingungen.

Für Elektronlegierungen, die gegenüber den Aluminiumlegierungen in manchen Punkten eine Reihe von Verschiedenheiten aufweisen, war es daher notwendig, Konstruktionsrichtlinien zu entwickeln, die es gestatten, den neuen Baustoff für die Zwecke des Leichtbaues restlos auszunutzen. Dies geschah jedoch in engster Anlehnung an die bisher üblichen Methoden.

Man pflegt Baustoffe auf ihre Geeignetheit für den Leichtbau an Hand von Gütewerten zu vergleichen und erhält so ein Maß für die erzielbare Gewichtsersparnis bei gleichbleibender Festigkeit.

Abb. 11 zeigt eine vergleichende Zusammenstellung der Gütewerte für Bauteile, die auf Zug beansprucht werden. Man kann aus der Abbildung im natürlichen Maßstab die Baugewichte entnehmen, die irgendein auf Zug beanspruchtes Bauteil in den verschiedenen Baustoffen hat unter Voraussetzung der gleichen Zugfestigkeit. Da die Aluminiumlegierungen im Flugzeugbau die bekanntesten sind, wurde für die Angabe der Gewichtsersparnis dieser Baustoff als Bezugspunkt gewählt. Durchweg werden bei Elektronmetall Gewichtsersparnisse erzielt, auch wenn die Streckgrenzen zugrunde gelegt werden.

Abb. 12 zeigt eine vergleichende Zusammenstellung der Gütewerte von Bauteilen, mit Rücksicht auf ihre Biege-

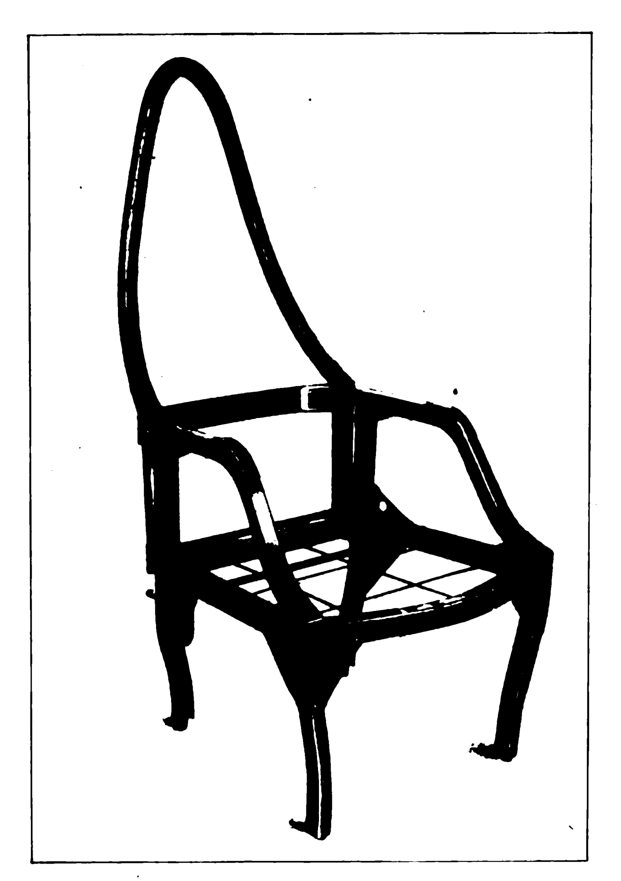


Abb. 16. Flugzeugsessel in Elektron, erste Ausführung.

Schwingungsfestigkeit. Die angegebenen Gewichtsersparnisse beziehen sich auf Aluminiumguß bzw. Duralumin als Bezugspunkt. Das Ergebnis ist, daß auch hier Elektron die günstigsten Baugewichte zuläßt.

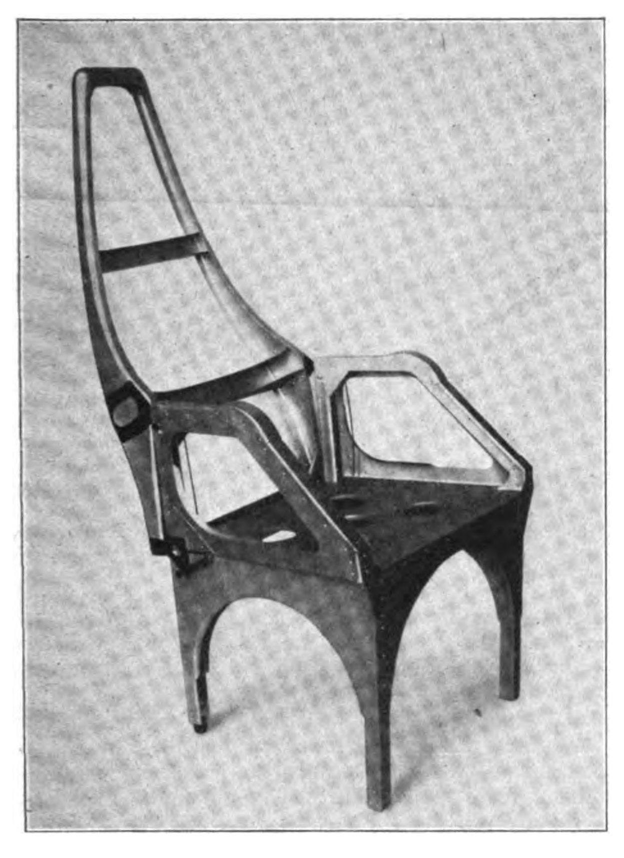


Abb. 17. Flugzeugsessel in Elektron, zweite Ausführung.

In Abb. 13 sind in der gleichen Art die Gütewerte für Druck und Knickung dargestellt. Unter Bezugnahme auf eine Arbeit von Wagner, Danzig (ZFM 1928, S. 243), ist Elektron mit Duralumin und Stahl verglichen. In dieser Arbeit ist zum Ausdruck gebracht worden, daß auf Knickung bzw. Verbeulung beanspruchte Profile und Blechwände etwa 90% des Zellengewichtes eines Flugzeuges ausmachen. Man kann daher an Hand dieser Abbildung einen Überblick gewinnen, welche Gewichtsersparnis die Elektronmetallverwendung an derartigen Teilen ermöglicht. Es sind in der Abbildung unter der Rubrik »Druck und Knickung nach Tetmayer« zwei Werte für Elektron AZM angegeben worden, von denen der günstigere sich auf nach besonderem Verfahren gepreßte Profile, der ungünstigere sich auf Bleche bezieht.

Endlich gibt Abb. 14 einen Vergleich von Konstruktionsteilen gleicher Verdrehungsfestigkeit und gleicher Kerbzähigkeit. Das gleiche, was die Abbildung über Verdrehungsfestigkeit zeigt, gilt auch für die Scherfestigkeit. Dies ist jedoch von untergeordneter Bedeutung, da die bei den üblichen Konstruktionen in Stegblechen und Beplankungswänden auftretenden Scherspannungen stets so klein sind, daß die Scherfestigkeit des Elektrons vollkommen ausreicht. Zudem werden die durch Nietungen in das Blech eingeleiteten Scherkräfte durch den Lochleibungsdruck aufgenommen, der 45 bis 55 kg/mm² beträgt und auf den Gütewert umgerechnet gegenüber anderen Metallen sogar eine Gewichtsersparnis zuläßt.

Alle Materialgütewerte haben nur unter den jeweilig angegebenen Bedingungen volle Gültigkeit. In der Praxis werden sie meistens durch andere überlagert. Der beste Vergleich wird daher durch Belastung ausgeführter Konstruktionsteile erzielt, weil hier alle durch Konstruktion und Werkstattausführung bedingten Nebenumstände, die den Konstrukteur im gleichen Maße wie die theoretischen Festigkeitszahlen interessieren, Berücksichtigung finden. Erst die Ergebnisse praktisch ausgeführter Belastungsversuche an zusammengesetzten Konstruktionsteilen sind maßgebend und brauchbar für die praktische Verwendung.

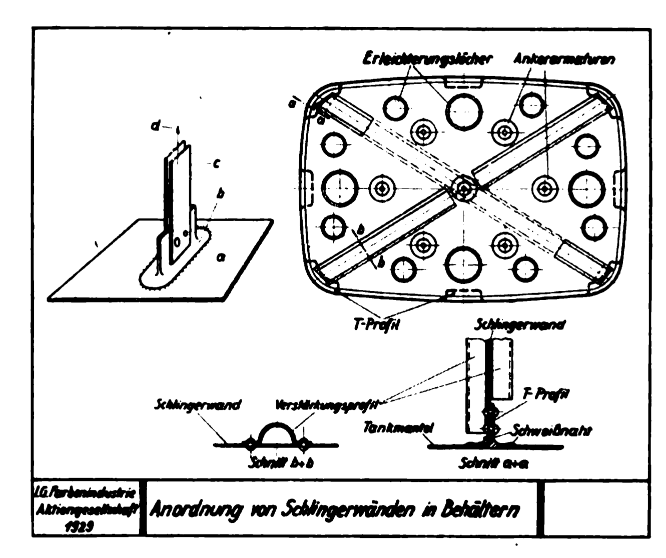


Abb. 18. Anordnung von Schlingerwänden in Behältern.

Abb. 15 zeigt den Versuch an einer Rohrbach-Flügelendrippe, für die seitens der DVL (Bericht Nr. 89) in einer Arbeit über Lautal von Brenner für Duralumin und Lautal Vergleichswerte vorlagen. Unter Belassung des konstruktiven Aufbaues der Rippe und der zur Verwendung gelangten Profilgattungen wurden nur insofern Änderungen vorgenommen, als an Stellen, die für Elektron unzweckmäßige Beanspruchungen ergaben, Knotenbleche hinzugefügt und Profile geometrisch vergrößert wurden. Trotz dieser Volumvergrößerung am Baustoff war das Gewicht der Elektronrippe kleiner, dagegen die von ihr aufgenommene Bruchlast größer. Wenn auch streng genommen die in der Abbildung dargestellten Einheitsgewichte bezogen auf 1 kg Bruchlasten nur von theoretischer Bedeutung sind, so zeigen sie doch anschaulich, welche Gewichtsvorteile die Elektronverwendung selbst an beanspruchten Bauteilen bieten kann.

Die Berücksichtigung der Formgebungsmöglichkeit ist notwendig, um neben außerordentlich leichten und dabei widerstandsfähigen Konstruktionen auch wirtschaftlich herstellbare Bauteile zu erhalten.

Abb. 16 zeigt einen in Elektron ausgeführten Flugzeugsessel. Gegenüber der Vergleichsausführung in Duralumin wurden nur geringfügige, dem Elektronmetall angepaßte Konstruktionsänderungen vorgenommen mit dem Ergebnis, daß der Elektronsessel um 23% leichter war und eine um 10% höher liegende Bruchlast aufnehmen konnte. In weiterer Entwicklung wurde eine den Eigenarten des Elektrons besser angepaßte Konstruktion ausgeführt, bei der die äußeren Hauptmaße sowie Verstellbarkeit der Rückenlehne, Austauschbarkeit u. a. m. im gleichen Sinne wie bei dem Duraluminsessel eingehalten wurden.

Abb. 17 zeigt den neuen Elektronsessel, der ebenfalls 23% leichter ist und eine höhere Bruchfestigkeit hat. Dabei verhalten sich die Gestehungskosten beider Elektronausführungen wie 4,5:1.

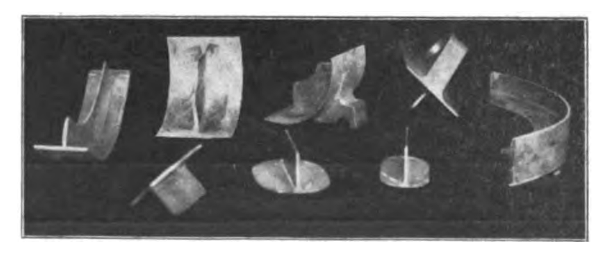


Abb. 19. Tankarmaturen für Innenaussteifungen in Behältern.

Für die Herstellung geschweißter Blechverkleidung und Behälter sind besondere Konstruktionsrichtlinien entwickelt worden, die anschaulich zeigen, welche Leistungen man durch einen Baustoff erzielen kann, wenn man auf seine Eigen-

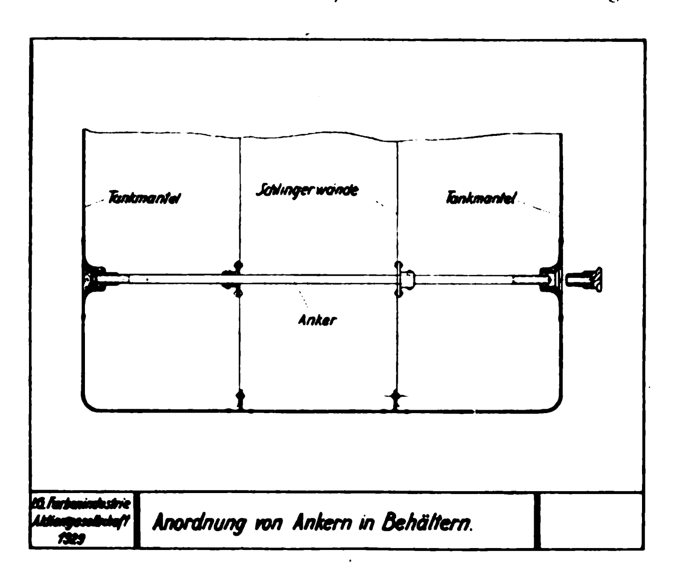


Abb. 20. Anordnung von Ankern in Behältern.

arten weitestgehend Rücksicht nimmt. Diese Rücksichtnahme bedeutet keineswegs immer eine Umgehung von Schwierigkeiten. In den meisten Fällen werden erhebliche Vorteile in bezug auf billigere Fabrikation und leichtere Konstruktion bei vorgeschriebener Festigkeit erzielt.

Wie bereits früher besprochen, sind bei Elektronblech nur Stumpfschweißungen einwandfrei durchführbar. Bei der Herstellung von Brennstoffbehältern ist daher zur Anordnung von Schlingerwänden und sonstigen Innenversteifungen, die aus einer Blechebene senkrecht heraus Kräfte abzuleiten haben, die in Abb. 18 *b* dargestellte T-Armatur entwickelt worden.

Sie wird aus einem in Legierung AM 503 gepreßten T-Profil hergestellt und stumpf in das Blech *a* eingeschweißt. An dem vorstehenden Lappen werden dann die Versteifungen *c*, die in Richtung *d* Kräfte ableiten können, angenietet. Bei dieser Anordnung besteht der Vorteil, daß die sonst bei Nietung nicht zu vermeidenden ungünstigen Spannungsverteilungen fortfallen und ein Undichtwerden an Nietstellen nicht zu befürchten ist. Aus der gleichen Abbildung ist die Anwendung dieses Konstruktionsprinzips bei der Anordnung von Schlingerwänden zu ersehen.

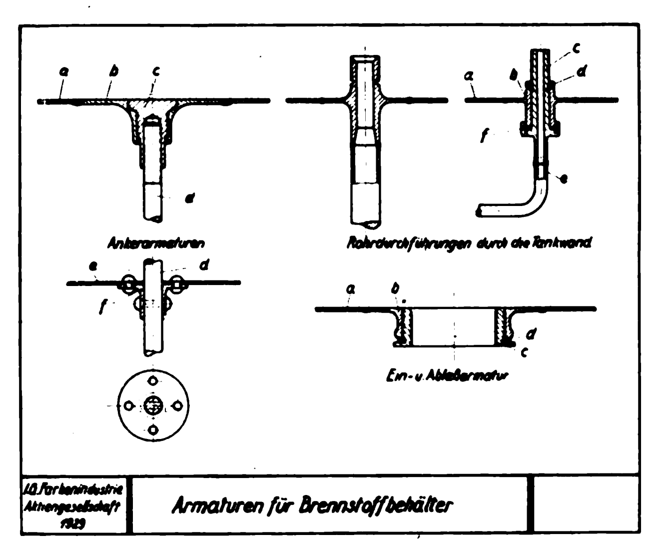


Abb. 21. Armaturen für Brennstoffbehälter.

Abb. 19 zeigt verschiedene derartiger Armaturen, bei denen auch Augen oder Lagerböckchen angebracht werden können, um punktförmige Tanklagerung zu ermöglichen. Da diese Armaturen an der Tankinnenseite gleichzeitig mit den

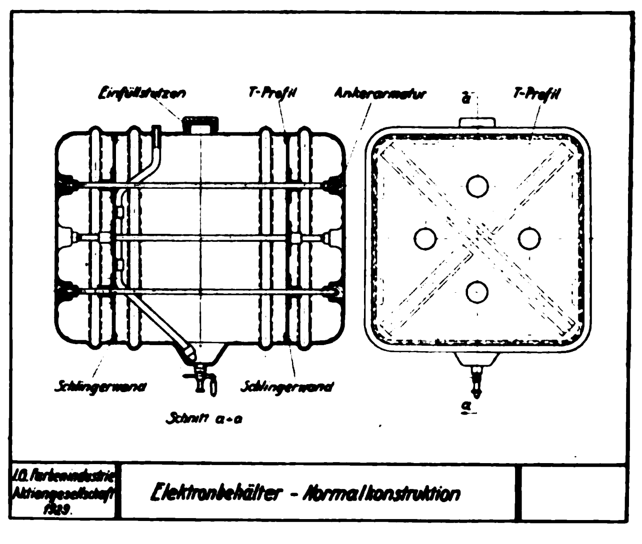


Abb. 22. Elektronbehälter-Normalkonstruktion.

Innenversteifungen vernietet werden können, ist eine einwandfreie Kraftübertragung gewährleistet. Oft ist es notwendig, senkrecht zu den Schlingerwänden zur Aufnahme der von innen nach außen gerichteten Kräfte Anker anzubringen.

Abb. 20 zeigt eine praktisch bewährte Lösung hierfür. Mit Rücksicht auf Montagemöglichkeit ist ein durch Ölpapier abzudichtendes Gewindestück nachträglich einschraubbar vorgesehen. Eine Befestigung der Anker an den Schlingerwänden macht das ganze System außerordentlich steif. Alle übrigen Armaturen werden aus gepreßtem Material Legierung AM 503 gedreht und ebenfalls, wie Abb. 21 zeigt, stumpf eingeschweißt.

Soll ein Rohr in fremdem Material durch die Tankwand geleitet werden, so ist die Armatur *b* einzuschweißen. Durch sie wird die in anderem Metall ausgeführte Armatur *c* geschoben und bei *d* fest verschraubt. Die Abdichtung erzielt man durch den Dichtungsring *f*. Bei Verwendung von Ablaßhähnen in anderem Material empfiehlt sich die Armatur *b* mit einem Zwischenstück *c* zu versehen, das leicht kontrolliert und ausgewechselt werden kann. Aus der Abbildung ist die Anordnung von Ankern nochmals deutlicher zu ersehen.

Abb. 22 zeigt die Normalkonstruktion eines Elektron-Brennstoffbehälters, bei der alle vorher beschriebenen Einzelheiten entsprechend verwertet worden sind.

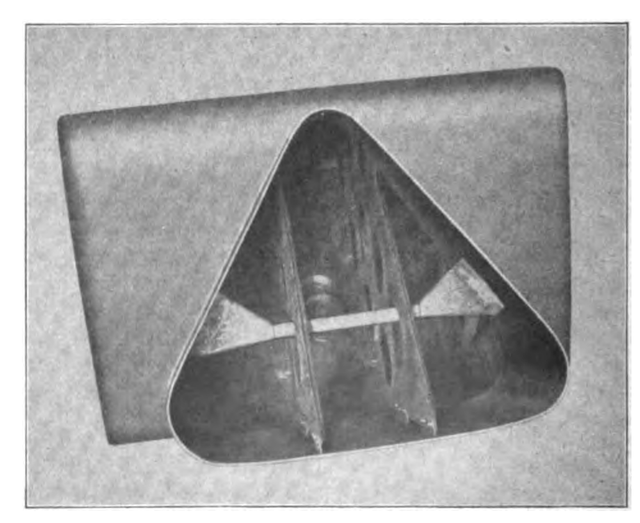


Abb. 23. Flügeltank für Junkers F 13 offen.

Abb. 23 zeigt als Beispiel den Flügeltank für ein Junkers-Flugzeug vor dem Einschweißen des letzten Bodens.

Abb. 24 zeigt einen Flügeltank für ein Avia-Flugzeug, Fokkerlizenz, im gleichen Stadium. Man ersieht aus ihr sehr

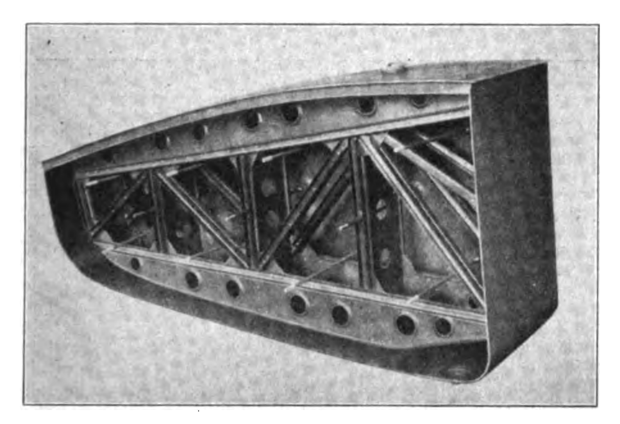


Abb. 24. Flügeltank für ein Avia-Flugzeug, Fokkerlizenz, offen.

anschaulich die Innenkonstruktion, die den Tank trotz seiner ungünstigen Gestaltung außerordentlich formstabil macht. Dabei wurde das Gewicht von 35 kg in Messingausführung ohne Schlingerwände auf 17 kg in Elektronmetall mit Schlingerwänden herabgedrückt. Die nach dem vorgeschriebenen Prinzip ausgeführten Brennstoffbehälter zeichnen sich gegenüber den allgemein üblichen auch dadurch aus, daß selbst bei komplizierten Formen und Anbringung umfangreicher Innenaussteifungen keine einzige Nietung im Tankmantel benötigt wird, die stets auf Abreißen der Nietköpfe beansprucht wird und leicht zum Undichtwerden neigt. Wie dies auch bei Behältern in anderen Baustoffen notwendig ist, sind die Tankform und -aufhängung konstruktiv derart auszubilden, daß ein zweckmäßiger Kräfteverlauf stattfindet und z. B. die durch Stoß auftretenden Beanspruchungen gleichmäßig auf das ganze System verteilt werden. Ebenso ist bei der Konstruktion der Tanklagerung darauf zu achten, daß der Behälter kein Bindeglied zwischen zwei mit verschiedener Frequenz schwingenden Konstruktionsteilen darstellt. In solchen Fällen treten auch bei Behältern in anderem Metall Beschädigungen auf. Am besten hat sich bei Elektrontanks eine Lagerung in Bändern mit einer Gummizwischenlage bewährt.

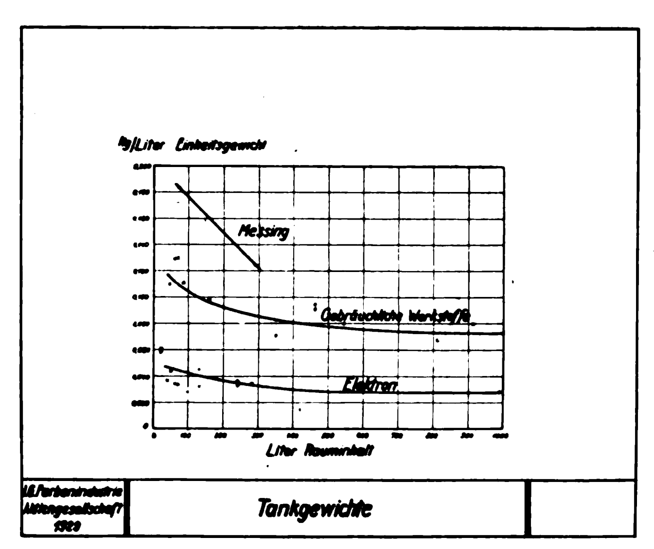


Abb. 25. Tankgewichte.

Abb. 25 zeigt in Kurvendarstellung die auf Grund einer praktisch durchgeführten Fabrikation in den verschiedensten Formen erzielten Einheitsgewichte. Sie betragen den dritten Teil der zur Zeit üblichen. An Hand dieser Darstellung kann man sich leicht ein Bild davon machen, welche bedeutende Gewichtsersparnis allein durch die Verwendung von Brennstoffbehältern, insbesondere bei Flugzeugen, die große Brennstoffmengen mit sich führen müssen, erzielt wird.

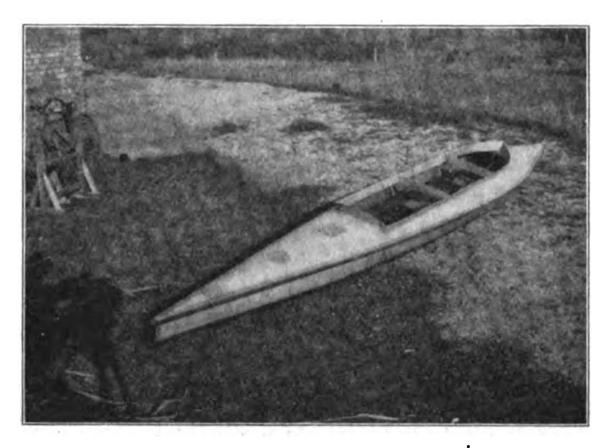


Abb. 26. Paddelboot in Elektron nach 2 Betriebsjahren im Flußwasser.

Schon beim Entwurf muß der Konstrukteur Rücksicht auf das Verhalten des Baustoffes im praktischen Betrieb nehmen. Bei Elektron ist wie bei allen übrigen Leichtmetallen besonders auf die Möglichkeit einer guten Lackierung und leichten Konservierbarkeit zu achten. Alle fremden Metalle müssen gut isoliert werden.

Abb. 26 zeigt als Beispiel ein im Jahr 1927 hergestelltes Paddelboot nach zweijähriger Betriebszeit in Flußwasser, das sich bis heute ohne den geringsten Schaden und ohne Nachlackierung einwandfrei gehalten hat. Dieses Resultat wurde dadurch erzielt, daß sowohl bei der Konstruktion als auch bei der Herstellung auf alle das spätere Verhalten des Baustoffes betreffenden Fragen gewissenhaft Rücksicht genommen wurde. Die Bootspanten sind aus offenen Profilen hergestellt. Vor dem Zusammennieten der Einzelteile wurden die entsprechenden Stellen lackiert. Die Messinglager für das Steuer wurden durch Holz gegenüber Elektron isoliert. Das Holz wurde vor dem Annieten an Elektron mit Schwimmerteer imprägniert. Hohle Stellen, in denen sich unkontrollierbar Wasser ansammeln konnte, wurden vollkommen vermieden. Wasserdichte Nietung wurde durch in Schwimmerteer getauchte Leinwandstreifen als Zwischenlage erzielt. Das Boot hat bei 6 ½ m Länge, 97 cm Breite und einer Tragfähigkeit von 4 Personen ein Gewicht von nur 30 kg.

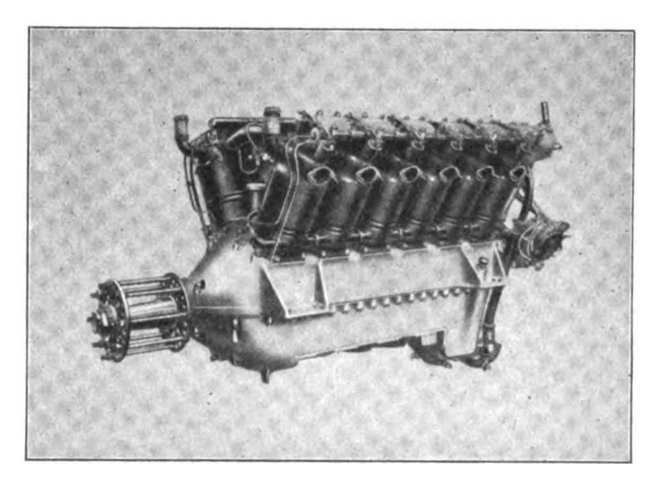


Abb. 27. BMW-Flugmotor mit Elektron-Kurbelgehäuse.

In diesem Zusammenhang sei auch über die Ausbildung von Elektron-Gußstücken kurz gesprochen, die sich im Flugzeug bereits seit Jahren an den verschiedensten Stellen bewährt haben.

Abb. 27 zeigt den BMW-Flugmotor, dessen Kurbelgehäuse in Elektron ausgeführt ist. Bei hochbeanspruchten Motorgehäusen ist besonders darauf zu achten, daß schroffe Übergänge von dünnem zu dickem Material vermieden werden. Ebenso ist der Kraftverlauf durch ausgerundete Ecken zu führen und Kräftelokalisierung zu vermeiden.



Abb. 28. Savoia-Flugboot mit zwei Isotta-Frachini-Flugmotoren, an denen viele Teile in Elektron ausgeführt sind, nach der Ozeanüberquerung.

V. Die bisher auf dem Gebiete des Flugzeugbaues durchgeführte praktische Verwendung und die hierbei erzielten Ergebnisse.

Abb. 28 zeigt das Savoia-Flugboot mit zwei Isotta-Fraschini-Motoren Typ Asso 500. Mit diesem Boot hat seinerzeit de Pinedo den Ozean zweimal überflogen. Bemerkenswert hieran ist, daß sich dieser Motor an Seeflugzeugen derart bewährt hat, daß die Firma nahezu 2000 Flugmotore in den praktischen Flugbetrieb bringen konnte.

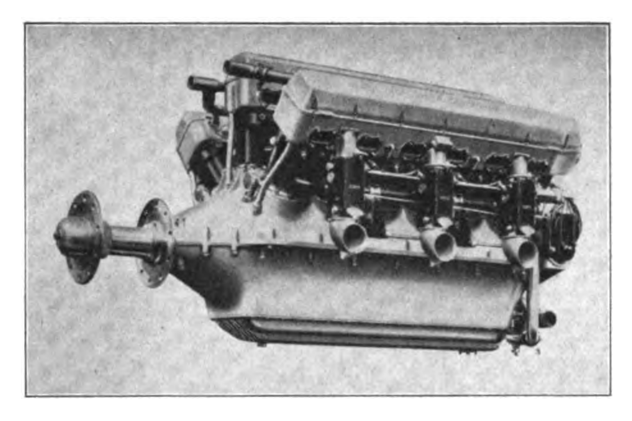


Abb. 29. Isotta-Fraschini-Flugmotor Asso 1000.

Abb. 29 zeigt ein Beispiel eines anderen Types dieser Motoren. Sie stellt den 1000-PS-Isotta-Fraschini-Motor dar, an dem Kurbelgehäuse, Ventildeckel, Vergaserstutzen, Nockenwellenlagerung u. a. m. in Elektron ausgeführt worden sind.

Auch an anderen Flugzeugteilen hat sich Elektronguß sehr gut bewährt.

Abb. 30 zeigt ein in Elektron gegossenes Anlaufrad für das Flugzeug Junkers G 31 (Serienausführung).

Abb. 31 zeigt eine Radhälfte eines ebenfalls in Elektron gegossenen Flugzeuganlaufrades, das an Albatros- und Dornier-Flugzeugen serienmäßig benutzt wird.

Abb. 32 zeigt das in Elektron gegossene Federbein ebenfalls für das Junkers-Flugzeug G 31. (Serienausführung.)

Abb. 33 stellt den Schwanzsporn, der in Elektron serienmäßig an Junkers-Flugzeugen benutzt wird, dar. Weiterhin werden in Elektronguß an den verschiedensten Flugzeugen Steuerungsteile, Lagerböcke, Schwinghebel u. a. m. verwendet. — Bei der Verwendung von Elektronblech im praktischen Betrieb ging man so vor, daß man zunächst wenig beanspruchte Teile ausführte.

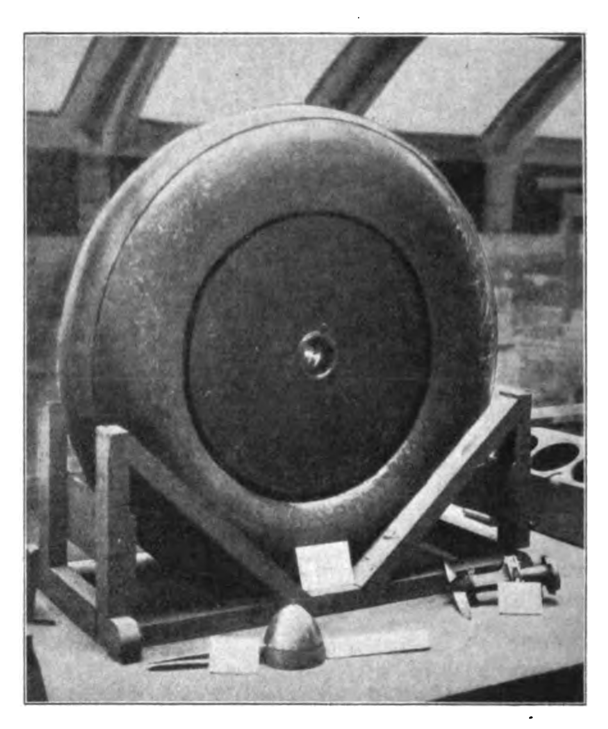


Abb. 30. Flugzeuganlaufrad aus Elektronmetall (Junkers G 31).

Abb. 34 zeigt die Motorhaube für das Flugzeug Junkers F 13. Sie ist seit einem Jahre in Betrieb und hat gegenüber der Duraluminausführung ein um 24% niedrigeres Gewicht.

Abb. 35 zeigt die Motor- und Propellerhaube eines Albatros-Flugzeuges, das vor mehreren Jahren 12 Monate lang unter Kontrolle der DVL geflogen ist. Die Teile haben sich sehr gut bewährt. Die Firma Albatros ist daraufhin zur Verwendung von Elektronblech im Serienbau übergegangen.

Abb. 36 zeigt ein solches Serienflugzeug, an dem Propellerhaube, Motorhaube, Rumpfverkleidung, Fahrwerksverkleidungen, Führer- und Beobachtersitz u. a. m. in Elektron ausgeführt werden. In dem gleichen Ausmaß sind

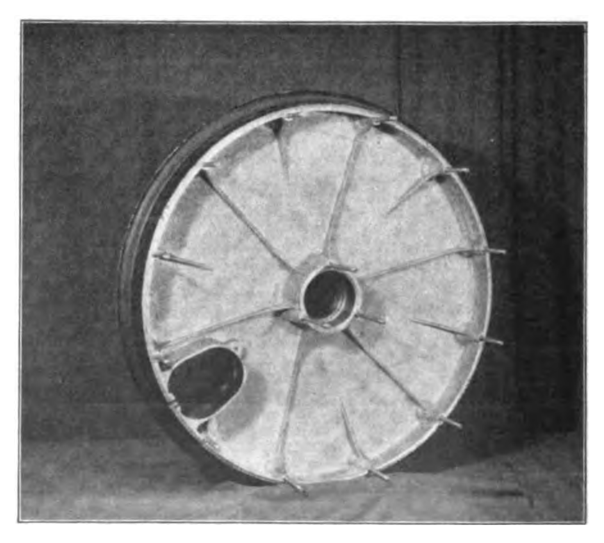


Abb. 31. Innenansicht einer Hälfte eines Elektron-Flugzeuganlaufrades.



mit bestem Erfolg die Flugzeuge der Letov-Flugzeugfabrik, Prag, ausgerüstet.

Abb. 37 zeigt Öl- und Benzintanks für Klemm-Sportflugzeuge. Sie haben sich in einer Reihe von Flugzeugen dieses Typs, insbesondere bei großen Wettbewerbsflügen, sehr gut bewährt.

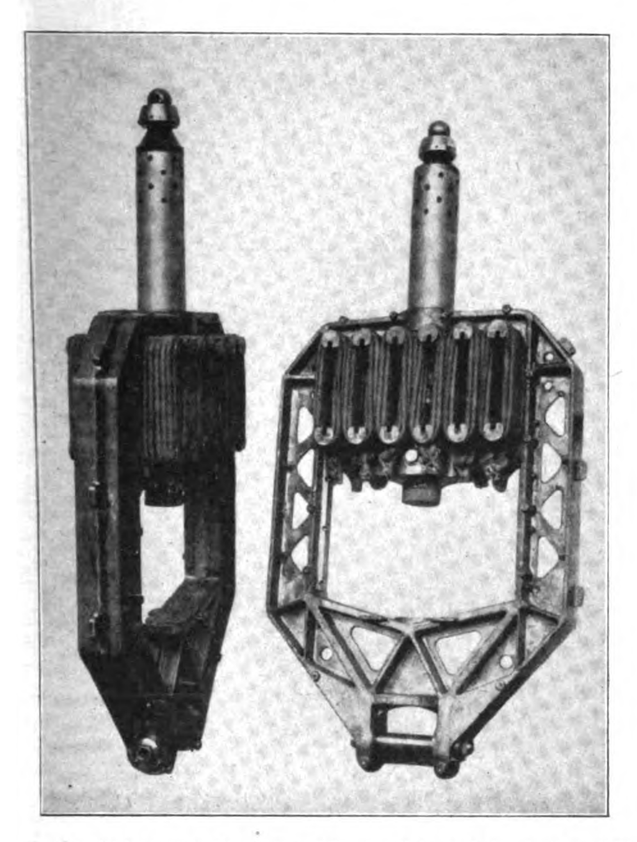


Abb. 32. Federbein in Elektronguß für das Fahrwerk des Junkers G 31.

Abb. 38 zeigt eine Serie von größeren Flügelnasentanks, die in italienische Flugzeuge der Firma Breda eingebaut wurden.

Abb. 39 zeigt eine Elektronausführung eines Junkers-Flügeltanks für Typ F 13. Zum Vergleich ist der in Messing ausgeführte Tank herangezogen worden. Das Baugewicht von 17,7 kg konnte bei gleichbleibender Festigkeit auf 6,7 kg herabgesetzt werden.

Um praktische Erfahrungen zu sammeln, wie sich höher beanspruchte Elektronteile im Flugbetriebe verhalten, wurden zunächst Flugzeug-Kabinensessel verwendet. Nachdem



Abb. 33. Schwanzsporn in Elektronguß für Junkers-Flugzeuge.

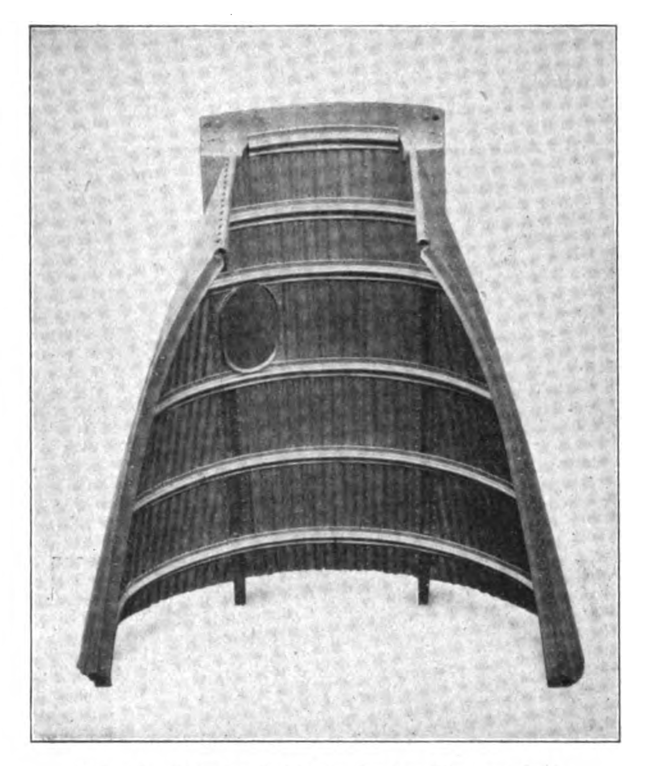


Abb. 34. Motorhaube für ein Junkers-Flugzeug F 13.

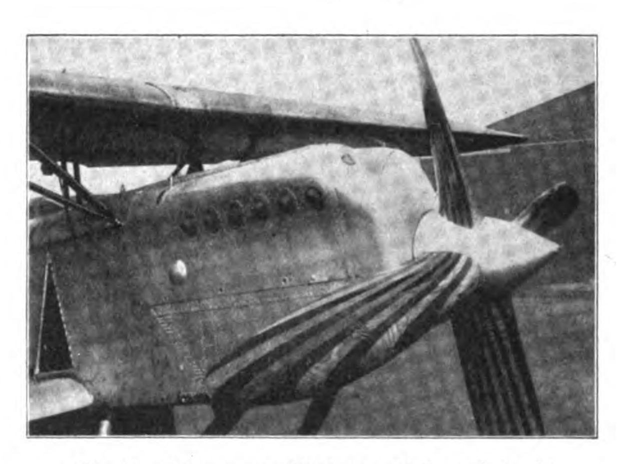


Abb. 35. Motorraumverkleidung und Propellerhaube eines Albatros-Flugzeuges.



Abb. 36. Albatros-Flugzeug, an dem im Serienbau Elektron Verwendung findet.

die durch die DVL durchgeführten Prüfungen gezeigt hatten, daß die Elektronsessel bei geringerem Baugewicht eine höhere Bruchlast aushalten konnten, sind sie in größeren Serien hergestellt und an die Flugzeugindustrie geliefert worden.

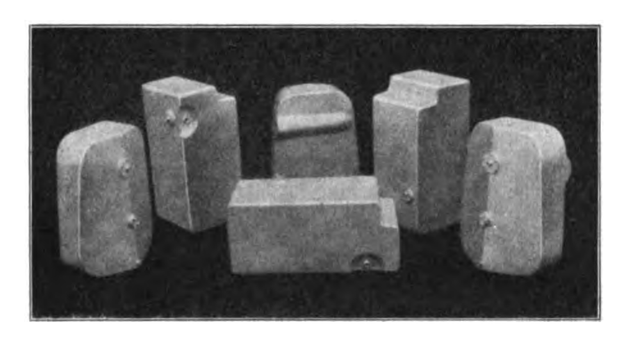


Abb. 37. Brennstoffbehälter für Klemm-Sportflugzeuge.

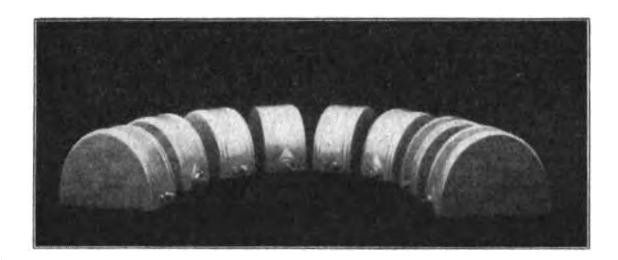


Abb. 38. Flügelnasenbehälter für eine Serie von Breda-Flugzeugen.

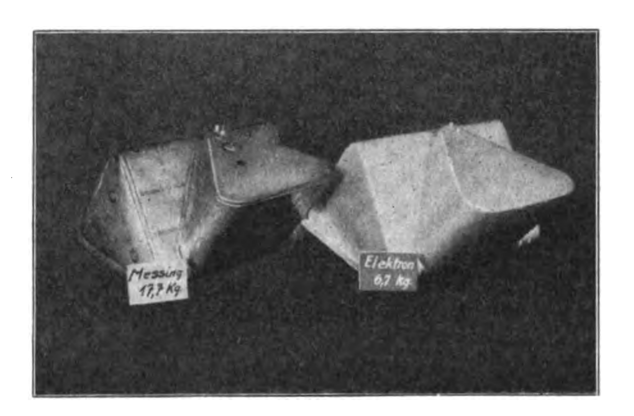


Abb. 39. Flügeltank für ein Junkers-Flugzeug F 13 in Elektron verglichen mit der Messingausführung.

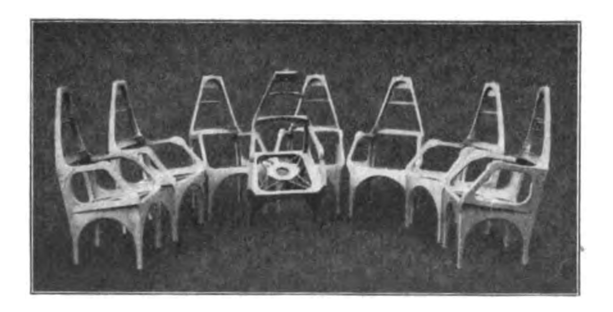


Abb. 40. Flugzeugkabinensessel für BFW-Flugzeuge.

Abb. 40 zeigt derartige Sessel, die z. B. in BFW-Flugzeuge eingebaut worden sind. Das Gewicht eines solchen Sessels beträgt nur 3,5 kg, wobei er eine Bruchlast nach den vorgeschriebenen Richtungen von 450 kg aushält.

Abb. 41 zeigt ein in Elektron hergestelltes Querruder für ein zweisitziges Sportflugzeug (Raab-Katzenstein). Es ist seit über einem Jahr im Betrieb. Ebenso werden z. B. an Albatros-Flugzeugen serienmäßig Elektron-Querruder be-

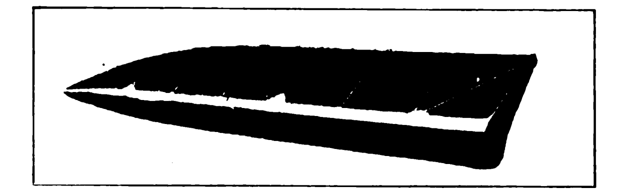


Abb. 41. Querruder für ein Raab-Katzenstein-Sportflugzeug.

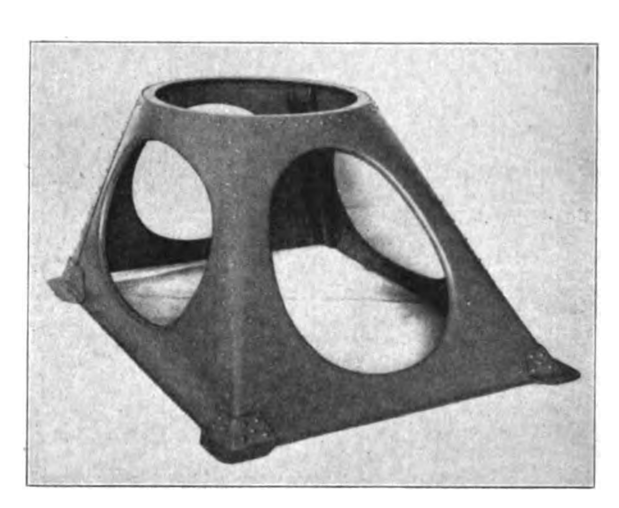


Abb. 42. Motorbock in Elektronblech für ein Klemm-Sportflugzeug.

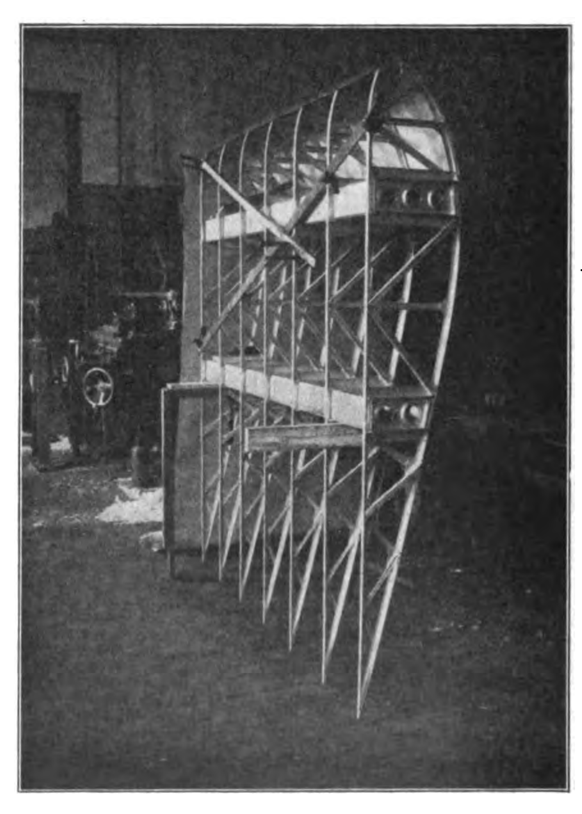


Abb. 43. Versuchsflügel in Elektron für Stoffbespannung.

nutzt. Ein sehr anschauliches Beispiel über die Bewährung von Elektronmetall an sehr hochbeanspruchten Bauteilen zeigt Abb. 42.



Sie stellt den Motorbock für ein Klemm-Sportflugzeug dar. Mit Ausnahme der vier Eckbeschläge und des Montageringes für den Motor sind alle übrigen Teile in Elektronblech bzw. Blechprofilen hergestellt. An der Vorderseite ist ein 40-PS-Salmson-Flugmotor montiert. Der Motorbock hat sich im Flugbetrieb fehlerfrei bewährt, wobei das Baugewicht gegenüber der alten Ausführung auf die Hälfte erniedrigt wurde.

Aus der großen Fülle des zur Verfügung stehenden Materials können hier nur wenige Beispiele für die mit Bewährung praktisch durchgeführte Elektronverwendung gebracht werden. Sie zeigen zur Genüge, daß Elektronmetall dazu berufen ist, nicht allein im allgemeinen Leichtbau, sondern insbesondere im Flugzeugbau eine bedeutende Rolle zu spielen. In welchem Ausmaß dies geschehen wird, kann heute noch nicht gesagt werden, da die Entwicklungsarbeiten auf diesem Gebiet noch nicht abgeschlossen sind.

Abb. 43, 44, 45 zeigen Versuchsstücke, an denen die Verwendungsmöglichkeit dieses Metalles für ganze Flügelkonstruktionen zur Zeit noch untersucht wird.

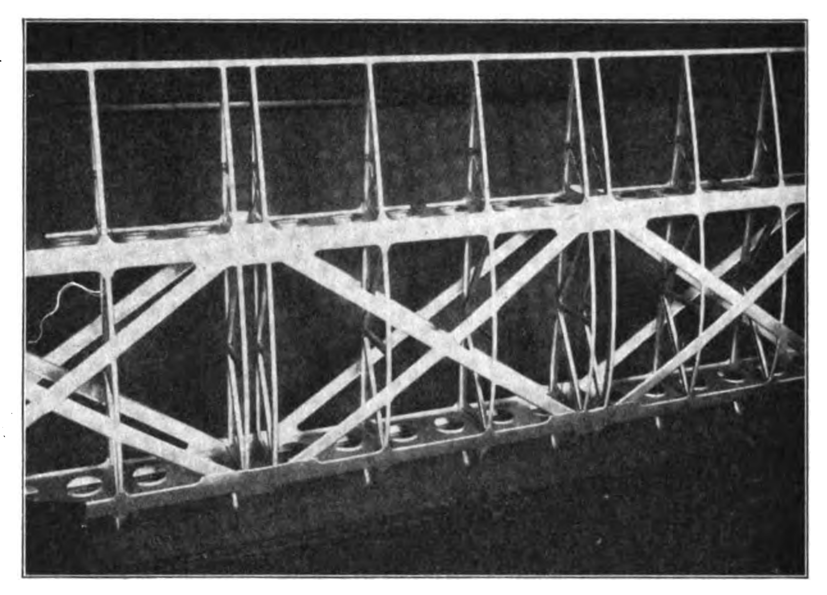


Abb. 44. Versuchsflügel in Elektron für Metallbeplankung.

VI. Die durch die Elektronmetall-Verwendung dem Flugzeugbau sich bietenden Möglichkeiten.

Es wurde der Stand einer Entwicklung gezeigt und die aus diesem Entwicklungsstand sich ergebende praktische Verwendungsmöglichkeit an Hand ausgeführter Beispiele nachgewiesen. Gezeigt wurde ferner, daß durch die Elektronverwendung unter Einhaltung aller die Festigkeit und Betriebssicherheit des Flugzeuges betreffenden Fragen nennenswerte Gewichtsvorteile erzielt worden sind. Auf Grund der in umfangreichen Versuchen und in praktischer Fabrikation gewonnenen Erfahrungen schwankt diese Gewichtsersparnis zwischen 10 bis 30% gegenüber den bisher benutzten Bauteilen. Welche Bedeutung dies für den Flugzeugbau hat, zeigt Abb. 46.

Wenn die Luftfahrtindustrie von dem zur Zeit gegebenen Entwicklungsstand Gebrauch macht, so liegt es im Bereich naher Möglichkeit, 15% vom Leergewicht durch Elektronverwendung zu sparen. Demnach ergibt sich für unsere heutigen Verkehrsflugzeuge eine Steigerung der zahlenden Nutzlast, die zwischen 40 bis 70% liegt. Für Flugzeuge anderer Gattungen läßt sich diese Gewichtsersparnis in entsprechende Leistungssteigerung umrechnen. Steigerung der Wirtschaftlichkeit und Leistungen sind für die Erzeugnisse der Luftfahrtindustrie eine Lebensnotwendigkeit. Zweck dieser Ausführungen war, zur Erreichung dieses Zieles auf die neuen, durch das Elektronmetall gegebenen Möglichkeiten hinzuweisen.

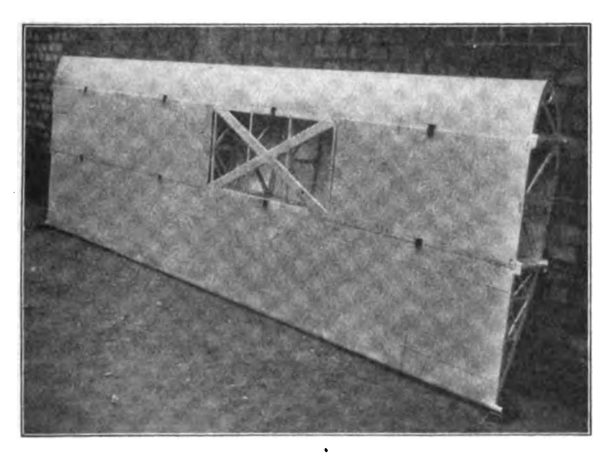


Abb. 45. Versuchsflügel ganz in Elektronmetall; kontrollierbar eingerichtet.

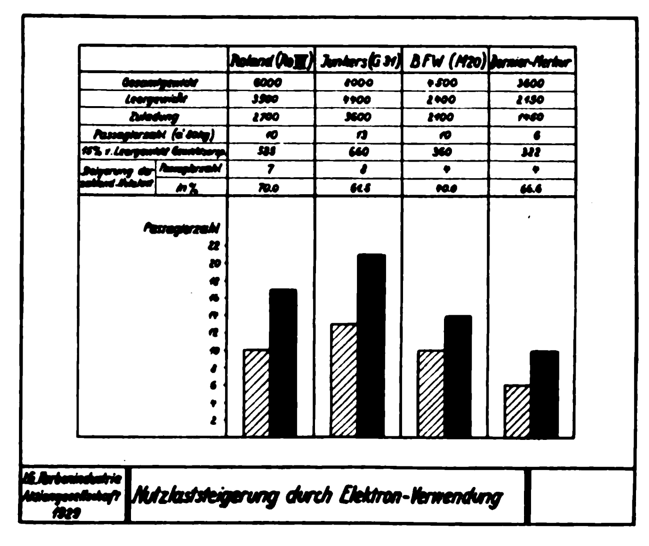


Abb. 46. Nutzlaststeigerung durch Elektron-Verwendung.

Anhang.

Zahlentafel 1. Festigkeitswerte der Elektronmetall-Legierungen.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
Bezeichnung	Farbzeichen	Materialzustand	Lieferbar als	Elast.-Grenze 0,02% kg/mm^2	Streck.-Grenze 0,2% kg/mm^2	Zugfestigkeit kg/mm^2	Bruchdehnung %	Kontraktion %	Druckfestigkeit kg/mm^2	Elastizitäts-Modul kg/mm^2	Brinell-Härte	Kerbzähigkeit cmkg/cm^2	Scherfestigkeit kg/mm^2	Dauerbiegefestigkeit	Verwendungszweck
AZG	gelb-weiß	Sandguß	Gußstücke jeder Art	ca. 4,5	10—12	15—18	2—5	ca. 7	ca. 33	4300	53—57	ca. 35	ca. 14	7—8	Gußstücke
								siehe untenstehende Anmerkung							
AZF	gelb-grün	Sandguß		ca. 3,8	ca. 9	17—20	4—6	ca. 9	ca. 32	4200	43—47	ca. 50	ca. 13	ca. 5,5	Gußstücke
AZF	gelb-grün	Kokillenguß		ca. 4,3	ca. 10	20—23	6—10	10—14	35—38	4200	50—55	ca. 75	ca. 13	6,5—7	Massenteile
V 1	gelb-blau	Spritzguß		ca. 5	ca. 12	10—17	ca. 2	ca. 5	bis 30	4300	ca. 64	50	ca. 13		Massenteile
AZ 31	gelb-schwarz	Sandguß		ca. 2,8	ca. 6,5	17—20	6—8	ca. 9	ca. 29	ca. 4000	ca. 40	ca. 100	ca. 11	ca. 5	Bremsbacken
V 1	blau	gepreßt	Stangen, Profile, Rohre, Preßteile	19—21	25—28	34—37	7—9	9—12	37—40	4550	70	40	16	12	Für hochbeanspruchte Teile mit besonderer Härte
V 1 w	blau-rot	gepreßt vergütet		19—21	24—26	34—37	10—12	13—18	35—38	4400	60	75 bis 100	16	12	
V 1 h	blau-gelb	gepreßt gehärtet		22—24	26—30	38—42	2—5	3—6	40—45	4600	85—90	30	18	13	
AZM	weiß	gepreßt		17—19	20—22	28—32	11—16	25—30	35—38	4500	55	120 bis 140	14—16	ca. 13	normales Konstruktions-Material
AZ 31	gelb-schwarz	gepreßt		14—16	18—20	25—28	14—17	30—35	34—36	4300	48—50	120 bis 140	13—15	ca. 10	
Z 1 b	rot	gepreßt		9—13	16—18	25—27	15—18	25—30	34—36	4300	45	130	13—15	9	durch Beizen färbbar
AM 503	gelbrot	gepreßt		10—12	14—17	19—23	7—10	ca. 20	34—36	4200	40	ca. 100	12—14	7—8	f. Armaturen zum Einschweißen
Z 3	grün	weich hart	Bleche	7—9	13—15	20—24 28—32	10—12 2—3		33—35	4250	42 60	130	13	8,5	durch Beizen färbbar
AM 503	gelbrot	weich		ca. 5	8—10	19—23	5—8	ca. 20	34—36	4200	40	ca. 100	12—14	ca. 7	gut schweißbar u. warm leicht verformb.
AZM	weiß	weich hart		ca. 14	18—20	28—32 34—40	10—12 1—3	ca. 20	35—37	4500	55 65	ca. 120	14—16	ca. 11	Konstruktionsmaterial f. Leichtbau

Physikalische Eigenschaften:

Spez. Gew. 1,8—1,83
Spez. Wärme . . 0,24
Schmelzpunkt ca. 625° C
Schwindmaß ca. 1,3%
Elektr. Leitfähigkeit . . . . 12—18

Wärmeausdehnungszahl:

Gußlegierungen (AZF, AZG):
für 20—100° 0,0000255
für 20—200° 0,0000271

Preßlegierungen (AZM, V 1):
für 20—100° 0,0000240
für 20—200° 0,0000257

Kolbenlegierung:
für 20—200° 0,0000250

Wärmeleitfähigkeit . . . 0,32

Für Preßlegierungen angegebene Werte sind nur bei ausreichendem Verpressungsgrad zu erreichen, normal bei Rundstangen bis zu 50 mm Durchmesser und entsprechenden Profilen. Größere Profile haben etwas geringere Festwerte.

Die für Bleche angegebenen Festigkeitswerte gelten bis herunter zu Blechstärken von 1 mm. Dünnere Bleche haben etwas geringere Festigkeitswerte.

Anmerkung:

Die angegebenen Festigkeitswerte für Sandguß wurden durch Untersuchung einer großen Anzahl Gußstücke als häufigste Werte ermittelt; natürlich streuen auch Versuchsergebnisse darunter und darüber. An sandgegossenen Zerreißstäben wurden folgende Werte festgestellt:

AZF Streckgrenze 9 kg/mm^2, Bruchgrenze 19—22 kg/mm^2, Bruchdehnung 6—10%.

AZG Streckgrenze 11 kg/mm^2, Bruchgrenze 17—20 kg/mm^2, Bruchdehnung 4—6%.

AM 503 Im Interesse der Erhöhung der Korrosionsbeständigkeit ist dieses Material so legiert worden, daß eine etwas niedrigere Dehnung erreicht wird. Trotzdem läßt sich das Material in der Wärme leicht verformen.

Zur Beachtung: Durch die ständige Weiterentwicklung des Elektronmetalls ist eine Veränderung der oben angeführten Werte in engen Grenzen möglich. Garantie bestimmter Festigkeitswerte nur nach besonderer Vereinbarung.

Zahlentafel 2. Rohre. Lieferbare Abmessungen.

Innendurchmesser von 8 — 50 mm mit kleinster Wandstärke von 0,8 mm
Innendurchmesser von 50,1— 80 mm mit kleinster Wandstärke von 1,0 mm
Innendurchmesser von 80,1—100 mm mit kleinster Wandstärke von 1,2 mm
Außendurchmesser lieferbar nach Anfrage.
Rohrdimensionen unter 8 mm Innendurchmesser nach Anfrage.

Toleranzen (für gepreßte Ausführung)

im Außendurchmesser: ± 2,5 % (mindestens ± 0,25 mm)
» Innendurchmess. (nur Minustoleranz) bis 20 mm ϕ —0,5 mm
von 20—60 mm ϕ —1,0 »
darüber —1,5 »

(für gezogene Ausführung)

im Außendurchmesser ± 0,1 mm
im Innendurchmesser bis 20 mm ϕ . . . . . ± 0,1 mm
von 20 bis 60 mm ϕ . . . . . ± 0,15 mm
darüber ± 0,15 mm

Da die Rohre im Warmpreßverfahren etwas exzentrisch ausfallen können, sind nachstehende Toleranzen der Wandstärke zulässig, wodurch auch die Exzentrizität bestimmt ist:

bei Wandstärken	0,8— 1,4 mm	± 0,2 mm
» »	1,5— 2,0 »	± 0,25 »
» »	2,1— 5,0 »	± 0,5 »
» »	5,1—10,0 »	± 0,75 »
» »	10,1—20,0 »	± 1 »
» »	über 20,0 »	± 1,25 »

Zahlentafel 3. Bleche. Liefergrößen und Toleranzen.[1])

Stärke[5])	Herstellbare Breiten[3]) mm 350	mm 400	mm 500	mm 600	mm 630	Lieferbare Längen [Höchstmaß][4])	Breite Normalblech	Breite Maßblech	Länge Normalblech	Länge Maßblech	Gewicht pro qm
mm	Zulässige Abweichung der Stärke[5]): mm	mm	mm	mm	mm						kg
0,3	± 0,03	*	*	*	*	2000	Die zulässige Abweichung beträgt — 30 mm + 10 mm, bezogen auf die nebenstehenden Normalblechbreiten	Die zulässige Abweichung beträgt + 5 mm. Bei Blechstreifen wird die Toleranz von Fall zu Fall vereinbart	Es wird in Fabrikationslängen geliefert, jedoch bei Blechen von 4 mm Stärke u. darunter: nicht kleiner als 1000 mm, bei Blechen über 4 mm Stärke: nicht kleiner als 75 % der nebenstehenden Höchstmaße. Eine Überschreitung der Höchstmaße ist zulässig	Zulässige Abweichung + 10 mm	0,546
0,4	± 0,03	*	*	*	*	2000					0,728
0,5	○	± 0,05	*	*	*	2500					0,910
0,6	○	○	± 0,05	*	*	2500					1,092
(0,7)	○	○	± 0,05	*	*	2500					1,274
0,8	○	○	○	± 0,05	*	3000					1,456
(0,9)	○	○	○	± 0,06	*	3000					1,638
1,0	○	○	○	○	± 0,06	3000					1,820
1,2	○	○	○	○	± 0,07	3000					2,184
(1,4)	○	○	○	○	± 0,07	3000					2,548
1,5	○	○	○	○	± 0,07	3000					2,73
(1,6)	○	○	○	○	± 0,07	3000					2,912
1,8	○	○	○	○	± 0,09	3000					3,276
2,0	○	○	○	○	± 0,09	3000					3,640
(2,2)	○	○	○	○	± 0,09	3000					4,004
2,5	○	○	○	○	± 0,11	2500					4,550
3,0	○	○	○	○	± 0,11	2000					5,460
3,5	○	○	○	○	± 0,13	2000					6,370
4,0	○	○	○	○	± 0,13	1700					7,280
4,5	○	○	○	○	± 0,15	1500					8,190
5,0	○	○	○	○	± 0,15	1300					9,100
5,5	○	○	○	○	± 0,17	1200					10,010
6,0	○	○	○	○	± 0,17	1100					10,920
6,5	○	○	○	○	± 0,20	1000					11,830
7,0	○	○	○	○	± 0,20	950					12,740
7,5	○	○	○	○	± 0,20	900					13,650
8,0	○	○	○	○	± 0,20	850					14,560
8,5	○	○	○	○	± 0,20	800					15,470
9,0	○	○	○	○	± 0,20	750					16,380
9,5	○	○	○	○	± 0,20	700					17,290
10,0	○	○	○	○	± 0,20	650					18,200

[1]) Die im Fachnormenausschuß für Luftfahrt für veredelbare Aluminiumlegierungen festgelegten Normen sind berücksichtigt. Dies gilt auch für die folgenden Anmerkungen.

[2]) Bei Blechen unter 2,5 mm Stärke werden andere Stärken als oben angegeben nur nach besonderer Vereinbarung hergestellt.
Bei Blechen über 2,5 mm sind auch Zwischenstärken lieferbar. Diese werden jedoch, ebenso wie die in Klammern angegebenen Blechstärken als Lagerware nicht geführt. Bei Bestellung sollten deshalb die eingeklammerten Blechstärken oder Zwischenstärken möglichst vermieden werden, da sie längere Lieferzeit erfordern.

[3]) Größere Breiten als die oben durch Eintragung eines Toleranzmaßes gekennzeichneten sind nicht lieferbar; ebensowenig die mit einem * bezeichneten Sorten. Die mit einem ○ bezeichneten Sorten sind zwar lieferbar, gelten jedoch als Maßbleche.

[4]) Die angegebenen Längen-Höchstmaße gelten für Normalbreiten. Für Maßbleche geringerer Breiten sind auf Anfrage größere Längen lieferbar.

[5]) Bei Messung der Toleranzen für die Blechstärken sollen die Meßpunkte mindestens 100 mm von den Ecken und 40 mm von den Kanten entfernt sein.



Aussprache:

Dipl.-Ing. F. Hoffmann: In den sehr interessanten Ausführungen über die Verwendungsmöglichkeit des Elektron wird ein wichtiger Punkt vermißt, nämlich die Begrenzung der Verwendung dieses Baustoffes im Hinblick auf die Brandgefahr. Die Brandunfälle der letzten Jahre (7 im Jahre 1928) machen eine besonders genaue Untersuchung dieses für Flugzeuge neuen Baustoffes auf Brennbarkeit notwendig.

Es wäre wünschenswert, wenn der Herr Vortragende auch über diese Frage Versuchsergebnisse mitteilen würde.

Dipl.-Ing. Fr. E. Maier: Holz, Dural und Stahl waren bisher die Hauptbaustoffe für das Luftfahrzeug. Entsprechend den Materialkonstanten ergibt sich bei günstiger Materialausnützung eine bestimmte Eigenart der Querschnitte der Baustäbe. Während man bei Stahl zu stark aufgelösten Hohlquerschnitten kommt, wie sie heute vor allem im englischen Flugzeugbau angewandt werden, ergibt sich bei Holz ein einfacher Vollquerschnitt. Dural liegt in dieser Beziehung zwischen Holz und Stahl, und zwar näher bei Stahl. Elektron tritt in die Lücke zwischen Holz und Dural, d. h. die Querschnittsformen der Elektronstäbe werden verhältnismäßig einfach. Sie werden etwa das Aussehen der bisher im Brückenbau verwandten Eisenprofile annehmen.

Selbst wenn man mit Rücksicht auf die noch sehr niedrige Quetschgrenze von der Möglichkeit einer erheblichen Gewichtsersparnis absieht, so ergibt sich doch der bedeutende Vorteil einer einfachen und billigen Bauweise. — Leider können zur Zeit größere Preßprofile mit ausreichend hoher Quetschgrenze noch nicht bezogen werden. Es wäre deshalb sehr zu begrüßen, wenn es gelingen würde in dieser Richtung vorwärts zu kommen, da die Einführung des Elektrons für hochbeanspruchte Teile weitgehend davon abhängig ist.

Dr. Walter Schmidt: Die vorhandenen Betriebseinrichtungen gestatten die Herstellung von Profilen mit einwandfreien Festigkeitswerten etwa bis zu einer derartigen Größe, daß das Profil mit einem Kreis von 150 mm umschrieben werden kann. Die Lieferbarkeit darüber hinausgehender Profilgrößen würde lediglich von der Schaffung entsprechender Einrichtungen abhängen.

Die unter dem Namen Magnalium bekanntgewordenen Legierungen wurden vorwiegend zu einer Zeit erzeugt, in welcher die Kenntnis von den metallurgischen Vorgängen noch nicht ausreichte, um die sicherlich vorteilhaften technischen Eigenschaften der niedrigprozentigen Legierungen ausnutzen zu können. Diese Legierungen haben erst wieder in jüngster Zeit Beachtung gefunden.

Vielfach wird auch unter Magnalium das sog. Spiegelmetall (Aluminium mit 35 bis 65% Magnesium) verstanden, das zwar ein hohes Reflektionsvermögen besitzt, aber außerordentlich spröde ist. Die Verwendung dieser Legierung beschränkt sich daher auf optische Gegenstände.

Ing. de Ridder (Schlußwort): Auf die Anfrage des Herrn Prof. Dr.-Ing. von Parseval, ob Elektronmetall im Luftschiffbau Verwendung finden würde, kann folgendes gesagt werden:

Um praktische Erfahrungen im Flugbetriebe zu sammeln, sind zunächst kleinere Teile an Flugzeugen in Elektron ausgeführt worden, da hier eine billigere Möglichkeit bestand, brauchbare Versuchsergebnisse zu erzielen. Mit Rücksicht darauf, daß Luftschiffe in sehr beschränkter Zahl in Deutschland gebaut werden, und infolgedessen auch Erfahrungen im praktischen Betriebe in viel geringerem Ausmaße gesammelt werden können, sind zunächst die Elektronarbeiten auf den Flugzeugbau beschränkt worden. Trotzdem sind im »Grafen Zeppelin« eine Reihe von Teilen in Elektron ausgeführt worden, beispielsweise Bugspitze, Ankerpunkt an der Gondelspitze, Armaturen für die Brennstoffleitungen, Teile für eine Seilwinde, Ventildeckel u. a. m.

Herr Dipl.-Ing. Hoffmann machte auf die Brandgefahr aufmerksam.

Ehe das Elektronmetall seitens der Herstellerfirma für den Flugzeugbau empfohlen worden ist, sind naturgemäß eingehende Untersuchungen nach dieser Richtung hin angestellt worden. Bei Motorhauben, die einem künstlichen Luftstrom ausgesetzt wurden, konnte festgestellt werden, daß der Vergaserbrand, ebenso wie dies bei Aluminium-

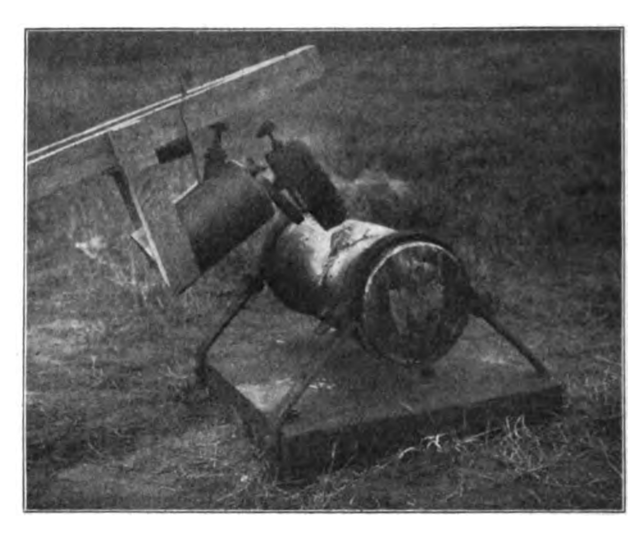


Abb. 47.

Motorhauben ermittelt wurde, in der Gegend, wo die Hauptstichflamme entsteht, ein Loch in das Metall hineinschmilzt. Ein Weiterbrennen ist nicht festgestellt worden. Es wurde beobachtet, daß der Vergaser minutenlang weiterbrannte, ohne daß eine weitere Beschädigung an der Motorhaube eintrat. Dieser Versuch wurde mit Aluminium- und Elektronhauben in Wandstärken von 0,6-, 1- und 1,5-mm-Blech durchgeführt[1]). Auch an Brennstoffbehältern wurden Brandversuche ausgeführt. Abb. 47 zeigt beispielsweise die Ver-



Abb. 48.

suchsanordnung. Hier brannte eine Lötlampe, die an einem schwenkbaren Arm angebracht war, auf einen halbgefüllten Benzintank. Abb. 48 zeigt das Versuchsergebnis. An der Stelle, wo der Flammkegel der Lötlampe am stärksten gewirkt hat, ist ein Loch in den Tankmantel hineingeschmolzen. Bei einem zweiten Versuch war außer der Löt-

[1]) Zwischenzeitlich ist bekannt geworden, daß ein Übungsflugzeug der Deutschen Verkehrsfliegerschule, an dem der Motorraum mit Elektronblech verkleidet war, im Fluge einen Motorbrand hatte. Hierbei hat sich die Elektronhaube wie bei den ausgeführten Modellversuchen verhalten. Das Flugzeug hat ohne Schaden eine Notlandung vornehmen können.

lampe ein Benzinfeuer unter dem Tank, der ebenfalls halb gefüllt war, angeordnet. Hierbei brannte die Befestigung der Lötlampe durch. Sie fiel neben den Tank und verursachte, daß an einer zweiten Stelle schräg von unten ebenfalls ein



Abb. 49.

Loch in die Tankwandung hineingeschmolzen wurde. Der Versuch wurde so lange durchgeführt, bis der Benzininhalt des Tanks vollkommen ausgebrannt war. Das Feuer löschte sich von selbst. Abb. 49 zeigt das Versuchsergebnis. Vergleichsversuche mit Messing haben ergeben, daß das Lotzinn vorzeitig ausschmilzt und hierdurch ein Undichtwerden des Brennstoffbehälters eintritt. Die Branderscheinungen nahmen hierbei infolge dieser Undichtigkeit einen größeren Umfang an.

Herr Dipl.-Ing. Maier machte Ausführungen über die Festigkeit des Elektrons im Vergleich zu Holz, Stahl und Dural und wies insbesondere auf die Druckfestigkeit hin.

Die Kunst des Leichtbaues ist im Flugzeugbau schon häufiger von berufener Seite definiert worden als die Kunst in der Beherrschung von Verbeulungs-Erscheinungen an Knickstäben und Blechwänden. Hier weisen die gezeigten Gütewerte für Elektron auf mögliche Gewichtsersparnis hin. Die trotz Gewichtsersparnis mögliche Volumvergrößerung des Baustoffes bei Elektronverwendung läßt mit Rücksicht auf örtliche Festigkeit bei Knickstäben Wandstärkenvergrößerungen zu. Es würde zu weit führen, näher auf die Verhältnisse der Wandstärken zu Außenabmessungen bei Knickprofilen einzugehen, zumal dieses Gebiet nicht völlig ausreichend bearbeitet worden ist. Aber gerade hier liegen Möglichkeiten, die bei Elektronverwendung große Vorteile erwarten lassen. Es läßt sich auf Grund der bisher gesammelten Erfahrungen über die bei Elektronverwendung erzielbaren Gewichtsersparnisse etwa folgendes sagen:

Elektronmetall ist etwa 35% leichter als Duralumin. Nimmt man eine 20proz. Volumenvergrößerung am Baustoff vor und ordnet diese im für Elektron geeignetsten Sinne an, so erzielt man bei gleichbleibender Festigkeit eine Gewichtsersparnis von etwa 15%.

Die zahlreichen Verbesserungen, die unsere Luftfahrzeuge im Laufe der letzten Jahre erfahren haben, sind nur zu oft durch Überwindung größerer Schwierigkeiten und mit Aufwand großer Arbeit und Mühe erzielt worden, um schließlich im einzelnen Falle nur im geringen Ausmaß Leistung und Wirtschaftlichkeit zu steigern. Auf aerodynamischem Gebiete ist man es seit langem gewohnt, alle nur denkbaren Feinheiten restlos auszunutzen, um ein Maximum an Wirkungsgrad zu erzielen. Auf bautechnischem Gebiet haben die bisher bei der Elektronverwendung gesammelten praktischen Erfahrungen Möglichkeiten ergeben, wie sie kein Aerodynamiker in naher Zukunft erwartet, Möglichkeiten, die einen wesentlichen Schritt in der Weiterentwicklung des Flugzeugbaues zulassen. Daß dieser Schritt getan wird, war der Zweck meiner Ausführungen.

XV. Das Verhalten verschiedener Leichtmetall-Legierungen in der Wärme.

Vorgetragen von Franz Bollenrath, Aachen.

Zur Beurteilung der Eignung eines Werkstoffes für Konstruktionselemente, die bei anderen als normalen Temperaturen verwandt werden sollen, ist die Kenntnis des Verhaltens dieser Stoffe bei den in Frage kommenden Temperaturen eine selbstverständliche Voraussetzung. Für tragende Bauteile sind, abgesehen von der Bearbeitbarkeit und dem Gewicht die Festigkeitseigenschaften entscheidend; deshalb müssen in dieser Beziehung die Werkstoffe unter den gleichen Bedingungen geprüft werden, unter denen sie in Wirklichkeit benutzt werden sollen. In der Tat haben manche Unzuträglichkeiten bei anormalen Temperaturen nur auftreten können, weil infolge fehlender oder unvollständiger Untersuchungsergebnisse ungeeignete Werkstoffe genommen wurden.

Wenn im allgemeinen die Kenntnis der Bruchfestigkeit und Bruchdehnung oder der Härte schon manchen Anhalt für die Auswahl eines Baustoffes liefern, so erlauben diese Daten noch gar kein Urteil über die tatsächlichen Grenzen der Verwendungsfähigkeit bei Temperaturen über oder unter den normalen. Für genauere Berechnungen nach den Methoden der Elastizitäts- und Festigkeitslehre bieten sie keine Unterlagen. Insbesondere bei Instabilitätsberechnungen, z. B. Knickung bei Druck und Ausbeulgefahr bei auf Schub beanspruchten Platten, oder bei Schwingungsberechnungen nützt die Kenntnis der Festigkeit allein nichts. Man muß vielmehr über das elastische Verhalten der Stoffe unterrichtet sein, wenn man Vorgänge der eben erwähnten Art rechnerisch darstellen und verfolgen will. Ferner muß die Lage der Proportionalitätsgrenze oder der meist mit genügender Genauigkeit an ihrer Stelle verwendbaren Elastizitätsgrenze gegeben sein, die ein Kriterium für die Anwendbarkeit der verschiedenen Rechnungsmethoden bieten und, z. B. bei Knickfällen, den Übergang von elastischer Knickung (Euler) zu unelastischer Knickung (Tetmajer) charakterisieren.

Während über verschiedene Nichteisenmetalle insbesondere aber über Stähle ein reichhaltiges Versuchsmaterial vorliegt, findet man über die immer mehr vordringenden und für den Flugzeugbau wichtigen Leichtmetalle und Leichtmetall-Legierungen recht wenig Veröffentlichungen. Es ist als sicher anzunehmen, daß auch auf dem hier behandelten Gebiete schon beachtenswerte und erfolgreiche Arbeit geleistet worden ist, deren Früchte aber der Allgemeinheit nicht nutzbar gemacht wurden. Es wäre zu begrüßen, wenn man, dem Beispiele der ASME[1]) folgte, auf deren Anregung eine Reihe namhafter Vertreter der ASME und ASTM[2]) anläßlich der Frühjahrsversammlung im Mai 1924 in Cleveland von seiten der Industrie und der Forschungsinstitute in uneigennütziger Weise zur Verfügung gestellte Arbeiten[3]) mit bemerkenswerten Ergebnissen bekannt gaben. In den Transactions der ASME, Bd. 46, S. 477 findet man ein ziemlich vollständiges Verzeichnis der bis 1924 erfolgten Veröffentlichungen.

Besondere Aufmerksamkeit verdient das Verhalten der Leichtmetall-Legierungen, die durch selbsttätige oder künstliche Alterung veredelungsfähig sind, bei höheren Temperaturen. Unter höheren Temperaturen sind in diesem Falle die Wärmegrade zu verstehen, deren kurz- oder langfristige Überschreitung — je nach den besonderen Umständen — die Gefahr in sich schließt, daß die durch die Veredelung gewonnene Festigkeitssteigerung und sonstige Eigenschaften wieder verloren gehen. Daß diese Temperaturen bei manchen Aluminiumlegierungen und vor allen Dingen bei Magnesiumlegierungen nicht besonders hoch sind, geht aus den später erläuterten Versuchen hervor.

Zur Untersuchung der Leichtmetalle und Leichtmetall-Legierungen bei verschiedenen Temperaturen stehen im wesentlichen folgende Methoden zur Verfügung:

1. Zugversuche unter Verwendung von Feinmeßgeräten zur Ermittlung des Deformationsmoduls, der mit dem Elastizitätsmodul identisch ist, solange Dehnung und Spannung linear voneinander abhängig sind, der Proportionalitätsgrenze, Elastizitätsgrenze und Streckgrenze,
2. Prüfung der Härte, Zugfestigkeit und elektrischen Leitfähigkeit zur Untersuchung des Einflusses der Zeit und Temperatur auf die Alterung,
3. Dilatometermessungen zur Untersuchung der Vorgänge bei sehr hohen Temperaturen.

Die Versuche, über die hier berichtet werden soll, erstrecken sich auf folgende Werkstoffe:

1. Aluminiumlegierungen
   a) Duralumin 681 B,
   b) Ultralumin U II,
   c) VLW 14 (Lautal),
   d) VLW 23 (Skleron),
   e) VLW 32 (Silumin),
   f) VLW 44 (Constructal 2),
   g) VLW 53 (Constructal 87);
2. Magnesiumlegierungen
   a) Elektron AZM,
   b) Elektron V 1 w.

Die Probestäbe für die Zugversuche waren Rundstäbe mit den in Abb. 1 angeschriebenen Abmessungen. Zur Messung der Längenänderung wurde ein Feinmeßgerät nach dem Prinzip von Martens verwandt in der Ausführung, die Abb. 2 zeigt. An den Probestab werden an den Enden der Meßstrecke von 100 mm zwei paarweise gegenüberliegende Meßfedern durch in Spitzen gelagerte, gut federnde Klemm-

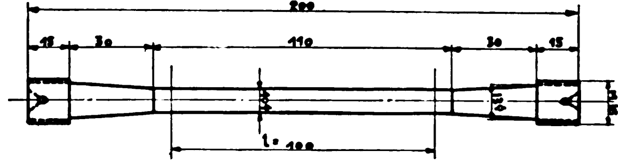


Abb. 1. Probestab für Zugversuche.

---

[1]) American Society of Mechanical Engineers.

[2]) American Society for Testing Materials.

[3]) L. W. Spring, Industrial Applications of Metals at Various Temperatures. Trans. ASME Bd. 46, 1925, Ber. Nr. 1926a, S. 351. — V. T. Malcolm, Methods of Testing at Various Temperatures and Their Limitations. Ebenda, Ber. Nr. 1926b, S. 356. — H. J. French and W. A. Tucker, Available Data on the Properties of Irons and Steels at Various Temperatures. Ebenda, Ber. Nr. 1926c, S. 399. — Clair Upthegrove and A. E. White, Available Data on the Properties of Non-Ferrous Metals and Alloys at Various Temperatures. Ebenda, Ber. Nr. 1926d, S. 433.



bügel angepreßt und nach oben geführt. Das innere Paar der Meßfedern, welches die Lage der oberen Meßpunkte angibt, gleitet auf Rollen über das obere Einspannstück. Zwischen den oberen Enden der inneren und äußeren Meßfedern liegen die Meßschneiden mit 4,5 mm Schneidenhöhe, an denen die Spiegel befestigt sind. Bei einer Entfernung der mit Millimeterteilung versehenen Meßskala von 1125 mm ergab sich das übliche Übersetzungsverhältnis von 1/500.

Besondere Beobachtung wurde der Vorrichtung zur Erwärmung der Zugstäbe gewidmet. Bei den Öfen von Martens[1]), der als Wärmeträger ein Paraffinbad bis 200° C und ein Bad aus Blei-Zinnlegierungen bis 600° C benutzte, Unwin[2]), der ein von Gasbrennern geheiztes Ölbad verwandte, Le Chatelier[3]) und Boston[4]) finden wir, daß die Temperaturen manchmal in einem gewissen Abstande vom Probestab gemessen wurden unter der Annahme, daß die Badtemperaturen und Stabtemperaturen gleich sind. Daher können die Versuche nur Ergebnisse geliefert haben, die man im günstigsten Falle als Näherungswerte bezeichnen darf. In neuerer Zeit wurden die Öfen und Meßmethoden immer mehr vervollkommnet, so daß man schon bessere, praktisch verwertbare Resultate erzielte. French[5]) konstruierte für seine Untersuchungen einen elektrisch geheizten Ofen, der eine Wärmeverteilung mit nur 10% größter Abweichung auf der Meßstrecke verwirklichte, bei Messung der Temperaturen mit Thermoelementen. Ebenso verwandten andere Forscher[6]) fast durchweg nur noch elektrisch geheizte Öfen, in denen sie durch besondere Anordnung der Heizspiralen u. a. m. eine möglichst konstante Temperaturverteilung zu erreichen versuchten. V. T. Malcolm[1]) erreichte in einem sorgfältig durchgebildeten elektrisch beheizten Ofen nach Messungen mit Thermoelementen eine Temperaturverteilung an der Staboberfläche, wie sie Abb. 3 zeigt. Bei einer Temperatur in der Mitte des Stabes von 185° C ist am Ende der Meßstrecke immerhin noch eine Abweichung von — 21% bzw. — 11% vorhanden.

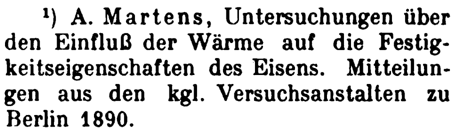


Abb. 2. Gerät zur Messung der Längenänderung.

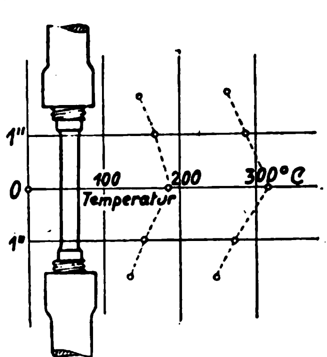


Abb. 3. Temperaturverteilung nach Malcolm

Da bei den veredelungsfähigen Leichtmetallen Temperaturen bis höchstens 180° C in Frage kommen, wurde auf die Verwendung elektrisch geheizter Öfen verzichtet und die in Abb. 4 und 5 dargestellte Vorrichtung entworfen. Als Wärmeträger dient Mineralöl, zur Heizung Gas und zur Temperaturmessung Quecksilberthermometer und Thermoelement.

Der Probestab *a* befindet sich in einem doppelwandigen mit Mineralöl gefüllten Topf *b*. Der Raum zwischen Außen- und Innenwand ist mit Kieselgur *c* angefüllt. Das Öl wird in Richtung der Pfeile in Abb. 5 dauernd durch eine Zahnradpumpe *d* in Bewegung gehalten, und zwar wird es an den Einspannenden des Stabes durch geschlitzte Rohrringe *e* in den Behälter eingepumpt und von dem geschlitzten Ring *f* in der Mitte des Stabes abgesaugt. Erhitzt wird das Öl kurz vor Eintritt in den Topf beim Durchlaufen der Heizschlange *g*, die in einem mit Öl von besonders hohem Flammpunkte gefüllten und durch Gas beheizten Behälter *h* untergebracht ist. Durch diese Art der Ölführung wird erreicht, daß das warme Öl an den Stabenden, wo die meiste Wärme abgeleitet wird, eintritt und mit beträchtlicher Geschwindigkeit den Stab entlang bewegt wird. Durch Regulierung der Heizflammen konnte die Temperatur während beliebig langer Zeit absolut konstant gehalten werden.

Die Öltemperatur wurde in der oberen Hälfte der Meßlänge möglichst nahe am Stabe mit Hilfe eines Quecksilberthermometers und die Temperatur des Stabes selbst durch neun Thermoelemente gemessen. Die Thermoelemente entstanden dadurch, daß Konstantandrähte von 0,5 mm Dmr. in Rillen von 0,5 mm Tiefe und 0,5 mm Breite in Abständen von 20 mm auf den Stab aufgelötet wurden. An einem in gut bewegtem Ölbade frei hängenden Stabe erfolgte die Eichung sämtlicher Thermoelemente. Danach wurden die Temperaturen am Stabe unter normalen Versuchsbedingungen an Hand der Eichkurven festgestellt. Durch Bemessung der Durchflußgeschwindigkeit des Öles — in der Regel 12 bis 15 l in der Minute — wurde eine recht gute Temperaturverteilung erzielt. Einige Messungen zeigt Abb. 6, aus denen hervorgeht, daß die größte Abweichung von der mit

[1]) A. Martens, Untersuchungen über den Einfluß der Wärme auf die Festigkeitseigenschaften des Eisens. Mitteilungen aus den kgl. Versuchsanstalten zu Berlin 1890.

[2]) W. C. Unwin, The Strength of Metals at DifferentTemperatures. Report of British Association for the Advancement of Science 1886.

[3]) Le Chatelier, L'influence du temps et de la température sur les propriétés mécaniques et les essais des métaux. Communications présentées devant le Congrès international des méthodes d'essai des matériaux de construction (1901) oder Baumaterialienkunde Bd. 6, 1901, S. 157, 173, 209, 229, 247.

[4]) R. G. Boston, Collected Researches, National Physical Laboratory Bd. 8, 1912.

[5]) H. J. French, Tensile Properties of Some Structural Alloy Steels at High Temperatures, Techn. Paper Nr. 205 U.S.Bureau of Standards 1921. — Derselbe, Effect of Temperature, Deformation, and Rate of Loading on the Tensile Properties of Low Carbon Steels below the Thermal Critical Range. Techn. Pap. Nr. 219. U.S. Bureau of Standards 1922.

[6]) Stribeck, Warmzerreißversuche von langer Dauer. Zeitschr. d. Vereins deutscher Ingenieure, Bd. 47, 1903, S. 559. — Derselbe, Z.V.D.I. Bd. 48, 1904, S. 897. — I. M. Bregowsky and L. W. Spring, The Effect of High Temperature on the Properties of Some Alloys, Proceedings, Int. Assn. Testing Mats., Sixth Congress, New York 1912, Bd. II, Teil 2. Erster Abschn. VII, 1. — Derselbe, An Investigation into the Effect of High Temperatures upon Metals, Circ. Nr. 163, Crane Co., Chicago 1924. — A. P. Spooner, Proc. ASTM, Bd. 21, 1921, S. 863. — G. E. Priester and O. E. Harder, Effect of Temperature on the Mechanical and Microscopic Properties of Steel, Chemical and Metallurgist Engineering Bd. 28, 1923, S. 111. — R. S. MacPherran, Comparative Tests of Steels at High Temperatures. Proc. ASTM Bd. 21, 1921, S. 852. — Batson and Hyde, Mechanical Testing, 1922 (Nat. Phys. Lab.). — F. N. Speller, Tensile Properties of Various Metals at Elevated Temperatures, National Tube Co. — Germer and Words, The Effect of Strain beyond the Vield Point on the Tensile Strength of Soft Steel at Elevated Temperatures, Thesis Mass. Inst. Techn. 1924.

[1]) V. T. Malcolm, a. a. O.

dem Quecksilberthermometer gemessenen Solltemperatur (in Abb. 6 strichpunktiert eingezeichnet) 1,5% und von der tatsächlich in Stabmitte vorhandenen Temperatur 1% beträgt. Bei der guten Wärmeleitfähigkeit der Aluminium-

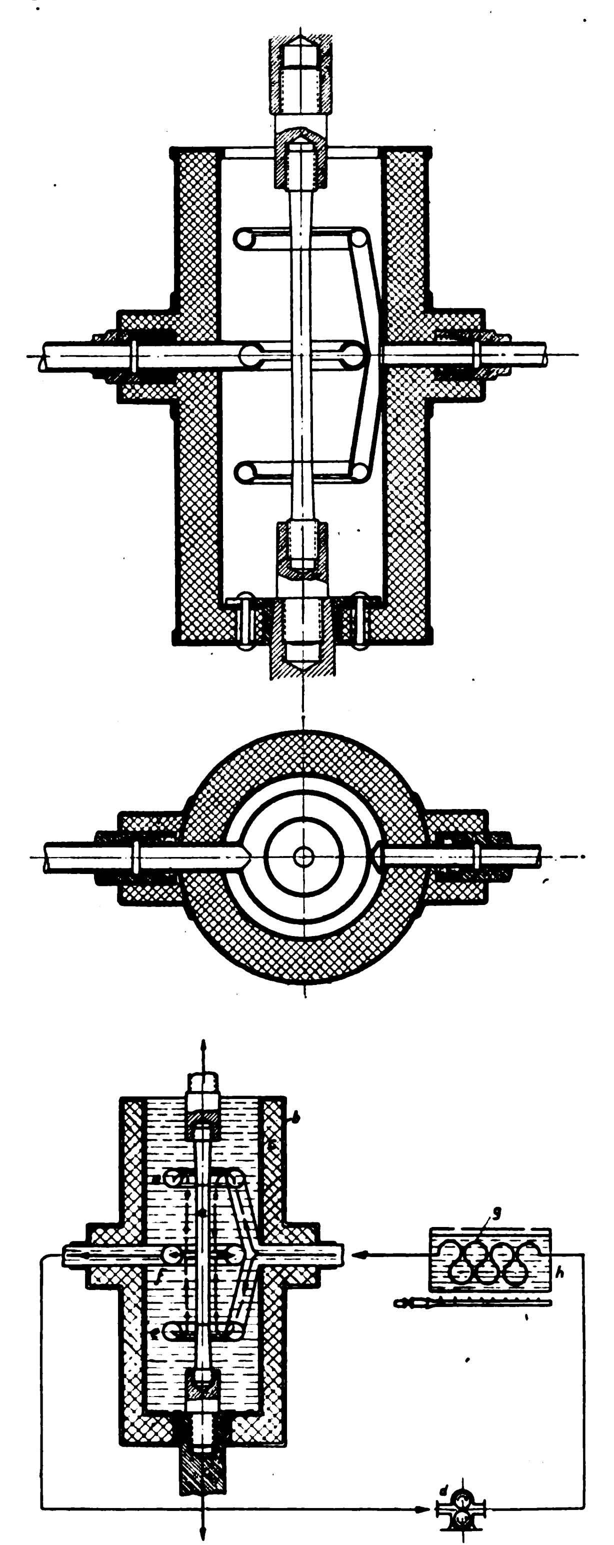


Abb. 4 u. 5. Vorrichtung zur Erwärmung des Versuchsstabes.

legierungen und besonders der Magnesiumlegierungen ist es unwahrscheinlich, daß über den Stabquerschnitt innerhalb der Meßlänge von den gemessenen wesentlich verschiedene Temperaturen vorhanden sind, und man wird einen zu vernachlässigenden Fehler begehen, wenn man die an der Oberfläche gemessene Temperatur als Versuchstemperatur bezeichnet.

Zur Durchführung der Zugversuche diente die 10-t-Universalprüfmaschine von Losenhausen des Aerodynamischen Instituts in Aachen unter Benutzung der 1000-kg-Meßdose im unteren Belastungsbereich. Alle Versuche begannen mit einer Anfangsbelastung von 1 kg/mm². War die jeweils gewünschte Versuchstemperatur erreicht, dann wurde der Probestab vor Beginn der Belastung dieser Temperatur auf die Dauer von 5 bis 6 Stunden ausgesetzt. Bei niedrigen Temperaturen ist der Zeiteinfluß gering und wächst mit steigender Temperatur. Bei den Temperaturen, die die Veredelung gefährden, tritt die Wirkung der Zeitdauer von 5 oder 6 Stunden bei der Feststellung des Deformationsmoduls schon so deutlich in Erscheinung, daß die angegebene Zeit ausreichend erschien. Ein weiterer wichtiger Gesichtspunkt, ist die Belastungsgeschwindigkeit, deren Auswirkung in letzter Zeit besonders eingehend von P. J. Mc Vetty[1]) sowie von J. J. Kanter und L. W. Spring[2]) beobachtet wurde. Der Einfluß der Belastungsgeschwindigkeit, die ein

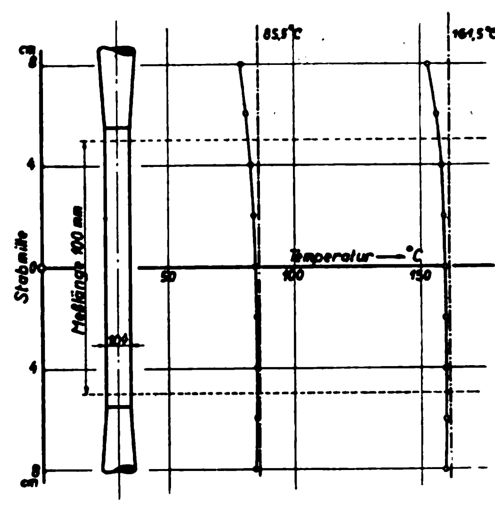


Abb. 6. Verteilung der Temperatur über die Stablänge.

Zugversuch mit Ausführung von Feinmessungen erlaubt, ist in den unteren Spannungsstufen bis in die Nähe der Elastizitätsgrenze nicht sehr groß, wächst jedoch von hier ab sehr stark mit steigender Spannung. Nun liegen die Verhältnisse so, daß kurz nach Aufbringen einer zusätzlichen Last die entsprechende Dehnung zum größten Teil erreicht wird und mit zunehmender Zeitdauer sich rasch der endgültigen fast asymptotisch nähert. Unter Beachtung dieser Umstände wurde bei den Versuchen mit dem Ablesen der Verlängerungen so lange gewartet, bis ein der bei solchen Versuchen im allgemeinen üblichen Genauigkeit entsprechender Wert als vorhanden erwartet werden konnte. Die Spannungsstufen betrugen durchweg 1 kg/mm².

Versuchsergebnisse.

1. Aluminiumlegierungen.

a) Duralumin 681 B. Die Versuche an Duralumin wurden bei folgenden Temperaturen durchgeführt: 16°, 46°, 73°, 102°, 130°, 149° und 161°. Den Verlauf der Dehnungs-Spannungslinien zeigt Abb. 7 und die Abhängigkeit des Deformationsmoduls von den Spannungen bei den verschiedenen Temperaturen Abb. 8. Die Lage der Elastizitätsgrenze ist in Zusammenstellung I aufgeführt.

---

[1]) P. J. Mc Vetty, Testing of Materials at Elevated Temperatures, Proceedings of the Thirty-First Annual Meeting ASTM Bd. 28, II, 1928, S. 60.

[2]) J. J. Kanter and L. W. Spring, »Long Time« or »Flow« Tests of Carbon Steels at Various Temperatures with Particular Reference to Stresses below the Proportional Limit Ebenda S. 80.



Zusammenstellung I. Einfluß der Temperatur auf die Elastizitätsgrenze bei Duralumin 681 B.

Temperatur . . . . °C	16	46	73	102	130	149	161
Elastizitätsgrenze $\sigma_{0.001}$ kg/mm²	18,5	18,7	18,4	17,0	15,0	14,0	8,0

Zusammenstellung II. Einfluß der Temperatur auf die Elastizitätsgrenze bei Ultralumin U II.

Temperatur . . °C	16	36	56	79	105	129	148,5	161
Elastizitätsgrenze $\sigma_{0.001}$ kg/m²	18,3	17,0	16,0	15,0	14,1	12,3	12,0	8,1

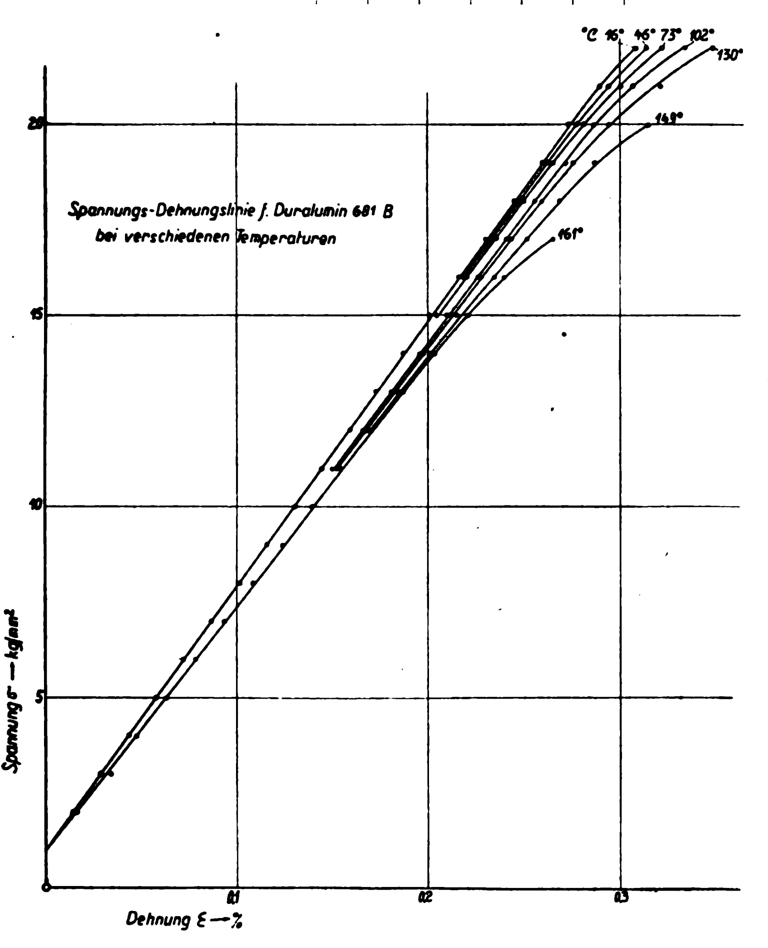


Abb. 7. Spannungs-Dehnungslinie für Duralumin 681 B.

Bis zu einer Temperatur von 73° besteht keine Änderung der Elastizitätsgrenze, und ein bemerkenswertes Sinken tritt erst oberhalb 100° C auf. Zwischen 149° und 161° geht die Spannung an der Elastizitätsgrenze recht erheblich zurück, und zwar bis auf 8 kg/mm². Oberhalb 100° ist ein stärkerer Abfall des Deformationsmoduls auf etwa 6420 kg/mm² bei 161° vorhanden. Wenn man nach diesen Ergebnissen bezüglich der Festigkeit Schlüsse auf den Temperaturbereich ziehen darf, in dem die Duraluminlegierung 681 B verwandt werden kann, so wäre als oberste Grenze etwa 150° anzugeben, da bei deren Überschreitung die Wirtschaftlichkeit fraglich ist.

Über die Zerreißfestigkeit und Härte dieser Legierung liegen genügend Versuchswerte vor, und lediglich der Vollständigkeit halber sei ein Dilatometerdiagramm in Abb. 9 gegeben, aus dem ersichtlich ist, daß mit 250° die Veredelung vollständig zu schwinden beginnt.

b) Ultralumin U II. Über das Verhalten der Ultraluminlegierungen in der Wärme ist bisher recht wenig bekannt. Ultralumin ist eine Reihe durch künstliche Alterung veredelungsfähiger Al-Cu-Ni-Legierungen, von denen die hier untersuchte Legierung U II für den Flugzeugbau in Frage kommt. Das elastische Verhalten dieses Werkstoffes bei verschiedenen Temperaturen veranschaulichen die Dehnungs-Spannungslinien in Abb. 10 und die Abhängigkeit des Deformationsmoduls von der Spannung in Abb. 11, die bei Temperaturen von 16°, 36°, 56°, 79°, 105°, 129°, 148° und 161° C festgestellt wurden. Die Verhältnisse an der Elastizitätsgrenze sind aus Zusammenstellung II ersichtlich.

Im Gegensatz zu Duralumin ist auch schon im unteren Temperaturbereich ein Einfluß der Wärme auf die Lage der Elastizitätsgrenze vorhanden, und zwar sinkt die entsprechende Spannung mit steigender Temperatur stetig von 18,3 kg/mm² bei Raumtemperatur auf 8,1 kg/mm² bei 161° C. Der zulässige Anwendungsbereich dürfte nach den später mitgeteilten Untersuchungen nach oben durch die Temperatur von 145° C begrenzt sein. Eine bedeutendere Änderung des Deformationsmoduls tritt bei 79° C auf. Bei 16° beträgt er 7180 kg/mm² und bei 161° 6620 kg/mm². Der Einfluß der Lagerzeit und Temperatur auf die Festigkeitseigenschaften wie Zugfestigkeit und Härte wurde in einer besonderen in den Heften der Luftfahrtforschung veröffentlichten Arbeit dargelegt.

Nach der Gegenüberstellung einer großen Zahl von zusammengehörigen Zugfestigkeits- und Härtewerten in Abb. 12 besteht in gewissen Grenzen eine Beziehung von der Form

$$\sigma_B = 0{,}0174\, H_{\text{Brinell}}^{1,65}\ \text{kg/mm}^2.$$

Zur Beurteilung der Festigkeitseigenschaften genügt es also bei einer derartigen Untersuchung die Härtewerte festzustellen, die in Abb. 13 als Härtehöchstwerte in Abhängigkeit von der Alterungszeit aufgetragen sind. Wegen der einfachen Versuchsdurchführung ist die Rockwellhärteprüfung vorgenommen worden, aus der sich die Brinellhärte ergibt nach der folgenden Gleichung

$$H_{(\text{Brinell})} = \frac{4290}{130 - \text{Rockwell} - B - \text{Härte}}$$

unter Verwendung der 1/8″-Stahlkugel bei 10 kg Vorlast und 100 kg Endlast, oder

$$H_{(\text{Brinell})} = \frac{7800}{130 - \text{Rockwell} - B - \text{Härte}}\ \text{kg/mm}^2$$

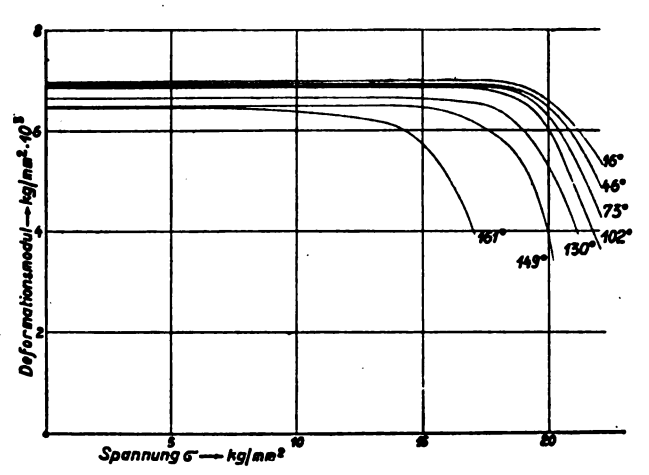


Abb. 8. Deformationsmodul für Duralumin 681 B.

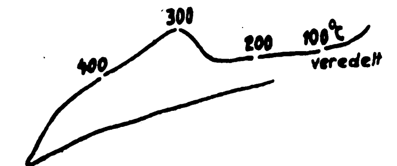


Abb. 9. Dilatometerdiagramm für Duralumin 681 B (nach Haas u. Hecker [1]).

[1]) Haas und Hecker, Zeitschr. f. Metallkunde, 21. Jahrgang 1929, Heft 5, S. 172.

Spannungs-Dehnungslinie f. Ultralumin U II bei verschiedenen Temperaturen.

Abb. 10. Spannungs-Dehnungslinie für Ultralumin U II.

Abb. 11. Deformationsmodul für U II.

Abb. 12. Brinellhärte, abhängig von der Zugfestigkeit.

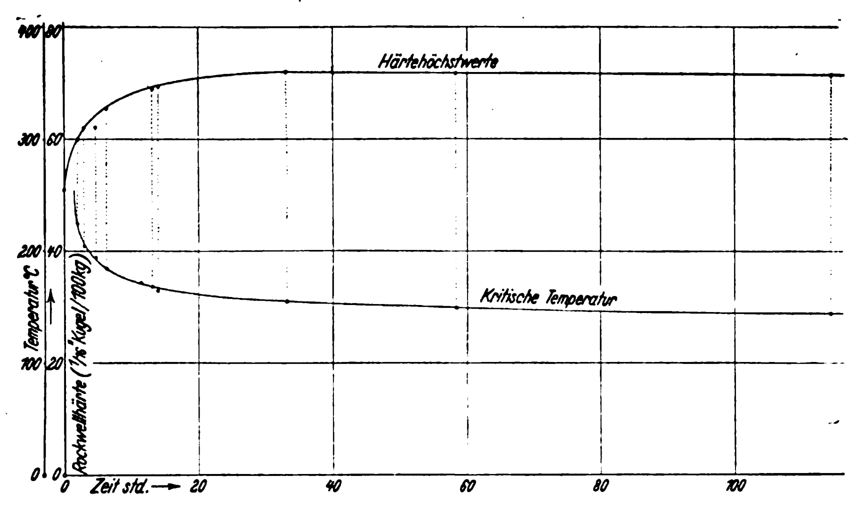


Abb. 13. Alterungstemperatur und Härtehöchstwerte in Abhängigkeit von der Zeit bei U II.

für die $^{1}/_{16}$"-Stahlkugel bei sonst gleichen Bedingungen. In Abb. 13 ist außerdem die Temperatur angegeben, bei der in einer bestimmten Zeit irgendein Härtehöchstwert erreicht wird. Bei längerer Alterungsdauer findet ein Absinken der Härte statt, das um so schneller erfolgt, je höher die gewählte Temperatur ist.

Schließlich gibt das Dilatometerdiagramm in Abb. 14 das Verhalten der Legierung bei noch höheren Wärmegraden an. Das Diagramm wurde aufgenommen mit einem mechanischen Differentialdilatometer Bauart Chevenard von Dujardin. Als Vergleichsstab diente reinstes Aluminium. Bei ungefähr 250° ist ein ausgeprägter auf das gänzliche Verschwinden der durch das Veredelungsverfahren gewonnenen besonderen Zustände deutender Dilatationseffekt vorhanden.

c) VLW 14 (Lautal). Der Deformationsmodul wird bei der Legierung Lautal, an der die Versuche bei den Temperaturen 15°, 40,2°, 64°, 102,5°, 122°, 143° und 161,5° ge-

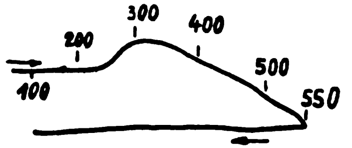


Abb. 14. Dilatometerdiagramm von U II.

macht wurden, schon durch die Temperatur von 40,2° C wesentlich herabgesetzt. Während er bei 15° C mit 7300 kg/mm² ermittelt wurde, betrug er bei 40,2° C 6800 kg/mm² und nahm mit steigender Temperatur fortwährend bis auf 6260 kg/mm²

bei 161,5° C ab. Die Lage der Elastizitätsgrenze ist in Zusammenstellung III eingetragen.

Zusammenstellung III. Einfluß der Temperatur auf die Elastizitätsgrenze bei VLW 14.

Temperatur . . . . °C	15	40,2	64	102,5	122	143	161,5
Elastizitätsgrenze $\sigma_{0.000}$ kg/mm²	17	18	17,5	15	14	12	9

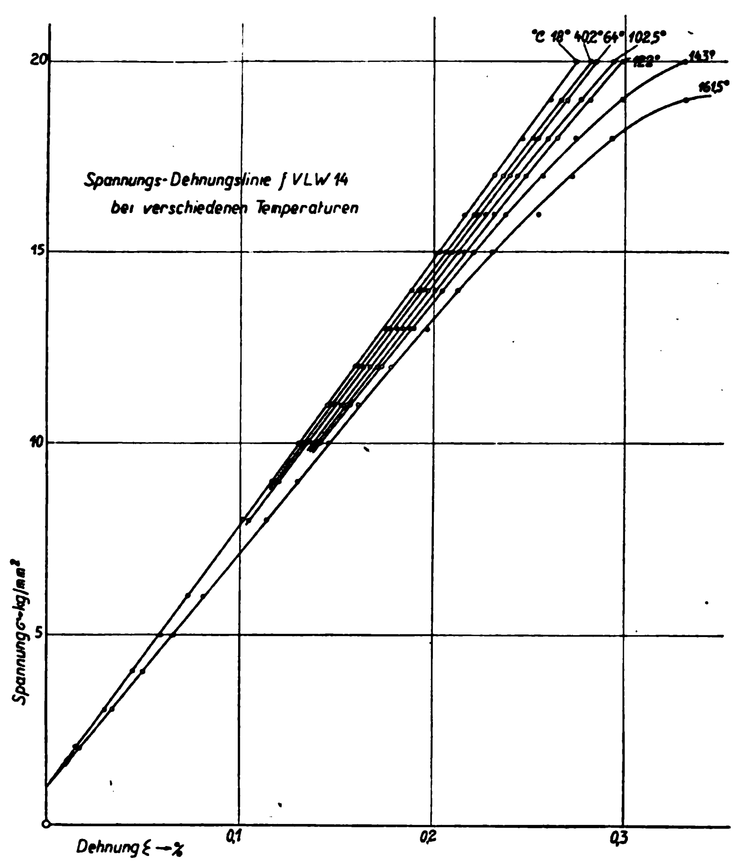


Abb. 15. Spannungs-Dehnungslinie für VLW 14.

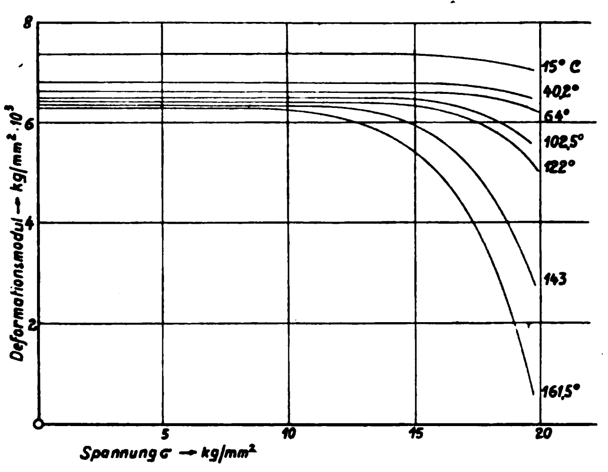


Abb. 16. Deformationsmodul für VLW 14.

Die Ergebnisse der Untersuchung des elastischen Verhaltens sind in Abb. 15 und 16 graphisch dargestellt.

Von K. L. Meißner[1]) und H. Bohner[2]) sind die Wirkungen der Alterungsdauer und Alterungszeit bezüglich der Härte, Zugfestigkeit und elektr. Leitfähigkeit eingehend beobachtet worden. Nach diesen Arbeiten ist 120° C die Temperatur, die Lautal ohne Rückgang an Festigkeit auf lange Zeit ertragen kann.

Wie das beigefügte Dilatometerdiagramm in Abb. 17 zeigt, beginnt auch für Lautal bei 250° C die durch Abschrecken gewonnene Wirkung zu verschwinden, so daß eine

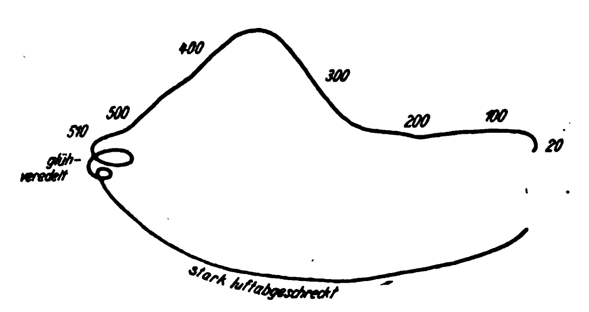


Abb. 17. Dilatometerdiagramm (nach Haas[3]).

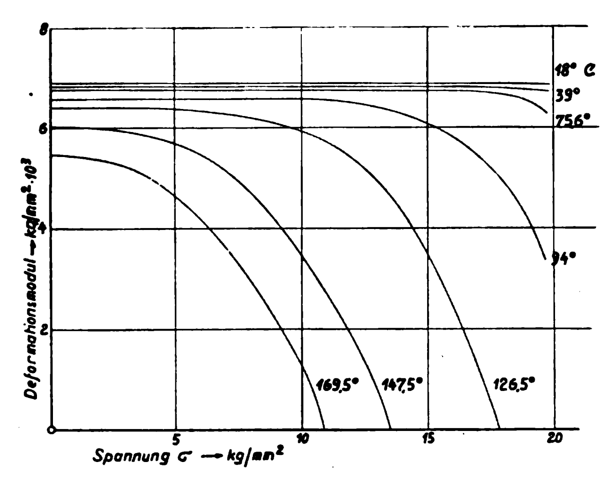


Abb. 18. Deformationsmodul für VLW 23.

Anwendung der Legierung bei derartig hohen Temperaturen außer Frage steht.

d) VLW 23 (Skleron). Skleron, das wie die übrigen mit VLW bezeichneten Legierungen von den Vereinigten Leichtmetallwerken, Bonn, geliefert wird, weist nach den bei Temperaturen von 18°, 39°, 75,6°, 94°, 162,5°, 147,5° und 169,5° gemachten Beobachtungen eine bedeutend stärkeren Effekt infolge der Wärme auf, als die vorhin betrachteten Werkstoffe. Die Elastizitätsgrenze liegt bei den Wärmegraden bis 75° C ziemlich hoch und fällt nach der Zusammenstellung IV bei 90° um etwa 40%, und bei 169,5° endlich ist keine ausgeprägte Elastizitätsgrenze mehr festzustellen.

Zusammenstellung IV. Einfluß der Temperatur auf die Elastizitätsgrenze bei VLW 23.

Temperatur . . . . °C	18	39	75	94	126,5	147,5	169,5
Elastizitätsgrenze $\sigma_{0.001}$ kg/mm²	21	19	17	12	5	3	—

Die Abhängigkeit des Deformationsmoduls von der Spannung bei den verschiedenen Temperaturen zeigt Abb. 18. Hiernach wird das Skleronmetall bei einer Temperatur von 126,5° und einer Spannung von 18 kg/mm² fast plastisch. Für die praktische Anwendung käme als Höchsttemperatur vielleicht 95° C in Betracht, wenn die Festigkeit maßgebend

[1]) K. L. Meißner, Die experimentelle Ermittlung der Kurve der kritischen Dispersion der Legierung Lautal. Zeitschr. f. Metallkunde Bd. 20 (1928), 16/18.

[2]) H. Bohner, Zur Frage der kritischen Dispersion des Lautals. Zeitschr. f. Metallkunde Bd. 21 (1929), 160/165.

[3]) Haas, Zeitschr. f. Metallkunde, 21. Jahrgang, Heft 2, 1929.



ist. In Abb. 19 sind die Spannungs-Dehnungslinien für die gleichen Temperaturen wiedergegeben.

e) VLW 32 (Silumin). Bei dem Werkstoffe VLW 32, hauptsächlich als Gußmaterial gebraucht, wurde dem Zugversuch bei den Temperaturen 23°, 47°, 74,5°, 103°, 135° und 181,5° C unterworfen. Die Ergebnisse dieser Versuche

Zusammenstellung V. Einfluß der Temperatur auf die Elastizitätsgrenze bei VLW 32.

Temperatur . . . . °C	23	47	74,5	103	135	181,5
Klassizitätsgrenze $\sigma_{0.001}$ kg/mm²	6,5	6	5	3	3	1

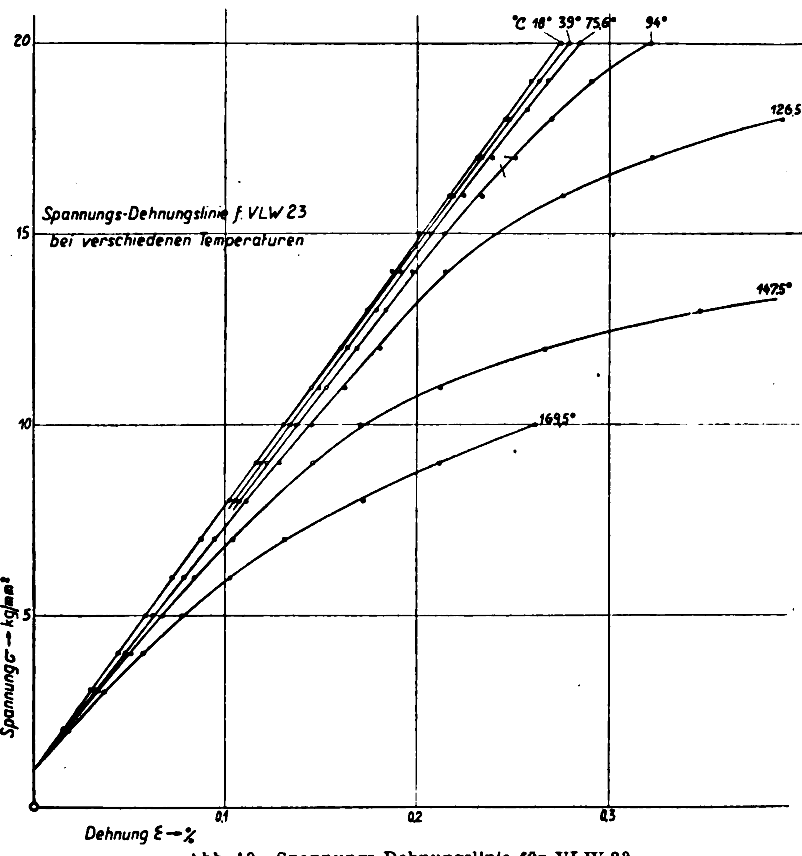



Abb. 19. Spannungs-Dehnungslinie für VLW 23.

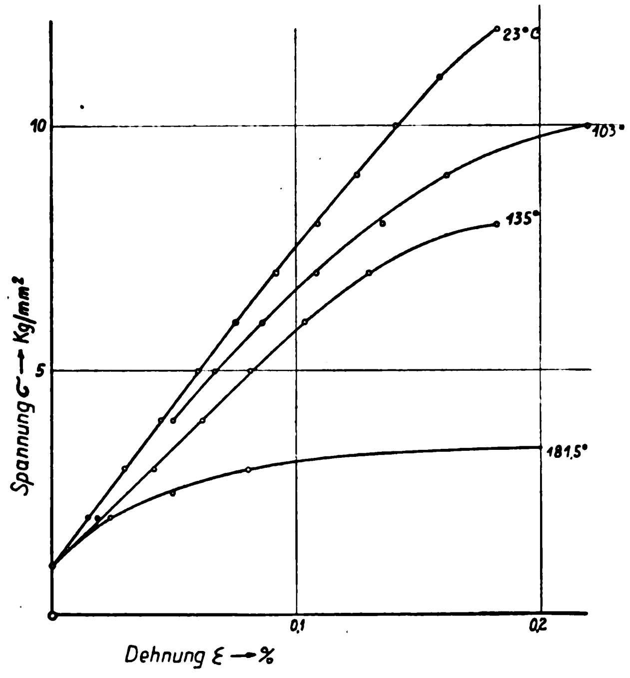


Abb. 20. Spannungs-Dehnungslinie für Silumin.

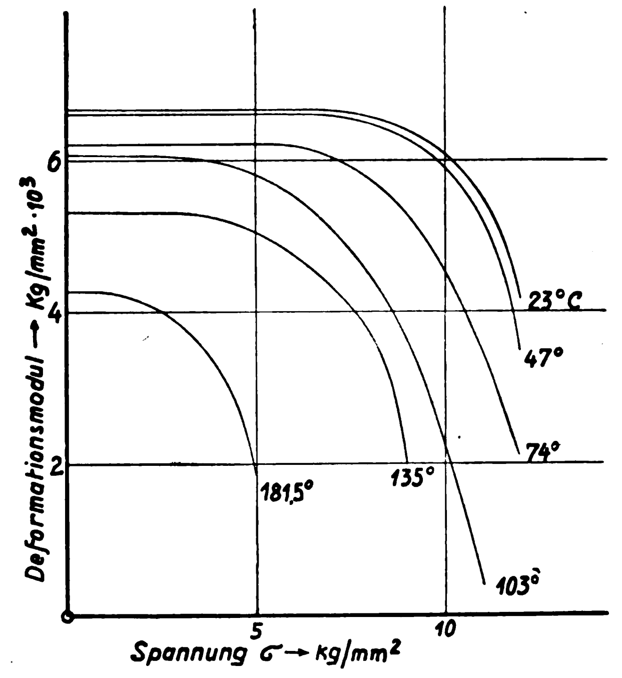
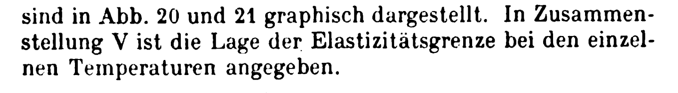


Abb. 21. Deformationsmodul für Silumin.


sind in Abb. 20 und 21 graphisch dargestellt. In Zusammenstellung V ist die Lage der Elastizitätsgrenze bei den einzelnen Temperaturen angegeben.

Der Deformationsmodul, der bei normaler Temperatur 6680 kg/mm² beträgt, wird durch Temperaturen in der Nähe von 70° stark erniedrigt auf 6200 kg/mm². Oberhalb 100° C

sinkt er wesentlich und ist bei 181° nur noch gleich 4250 kg/mm². Wie ferner aus Abb. 19 hervorgeht rufen bei 100° Spannungen von etwa 7 bis 9 kg/mm² schon unzulässig große Verformungen hervor.



Abb. 22. Dilatometerdiagramm für Silumin (nach Haas).

Über die Vorgänge bei weiter gesteigerten Temperaturen gibt das Dilatometerdiagramm in Abb. 22 Auskunft. Bei 250° erscheinen hier deutliche Dilatationseffekte. Mit etwa 135° C dürfte für Silumin die oberste zulässige Temperaturgrenze gegeben sein.

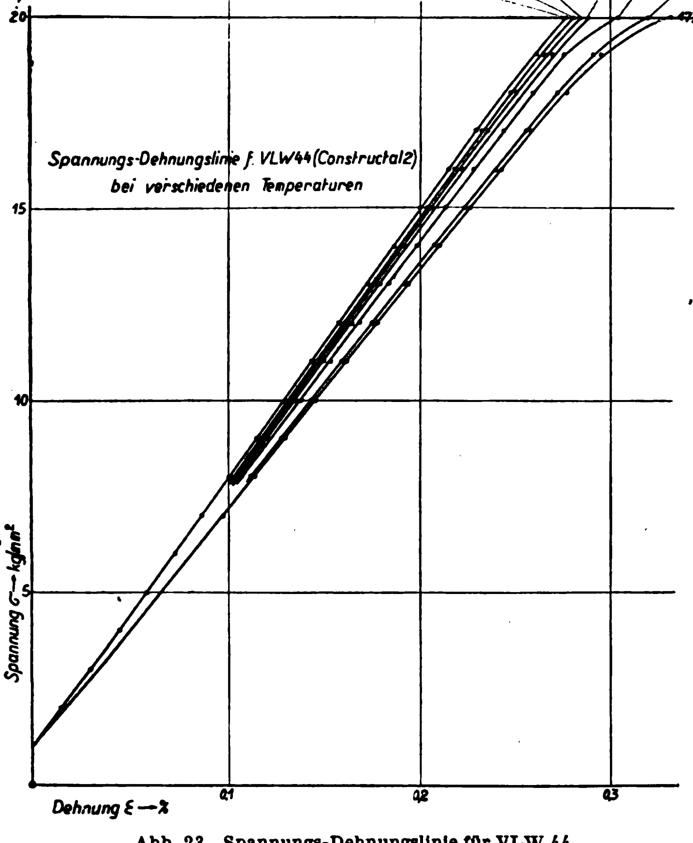


Abb. 23. Spannungs-Dehnungslinie für VLW 44.

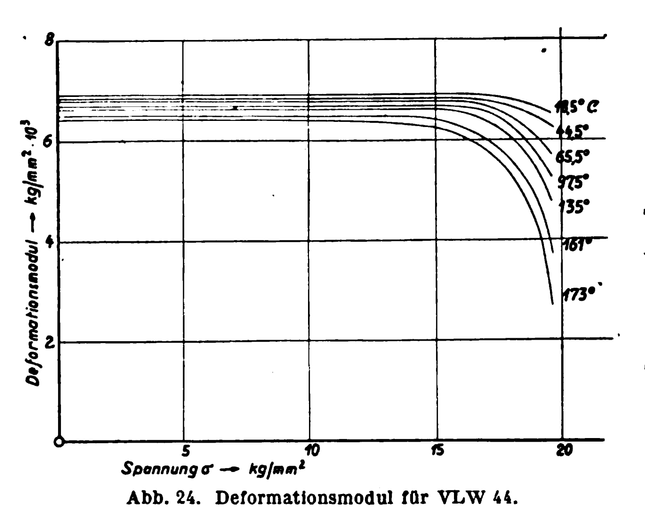


Abb. 24. Deformationsmodul für VLW 44.

f) VLW 44 (Constructal 2). Wesentlich widerstandsfähiger gegen Temperatureinflüsse sind die beiden anschließend besprochenen Legierungen VLW 44 und VLW 53. Die durch Zugversuche bei 18,5°, 44,5°, 65,5°, 97,5°, 135°, 161° und 173° C gewonnenen Spannungs-Dehnungslinien und der Verlauf des Deformationsmoduls sind in Abb. 23 und 24 eingezeichnet. Der Werkstoff VLW 44 zeigt von allen untersuchten Metallen das günstigste Verhalten. Vor allen Dingen ist der Einfluß auf die Elastizitätsgrenze, wie aus Zusammenstellung VI hervorgeht, nicht sehr groß. Der Deformationsmodul fällt zwar stetig aber um keinen bemerkenswerten Betrag.

Zusammenstellung VI. Einfluß der Temperatur auf die Elastizitätsgrenze bei VLW 44.

Temperatur . . . °C	18,5	44,5	65,5	97,5	135	161	173
Elastizitätsgrenze $\sigma_{0.001}$ kg/mm²	18	18	17,5	17,5	16	15	13

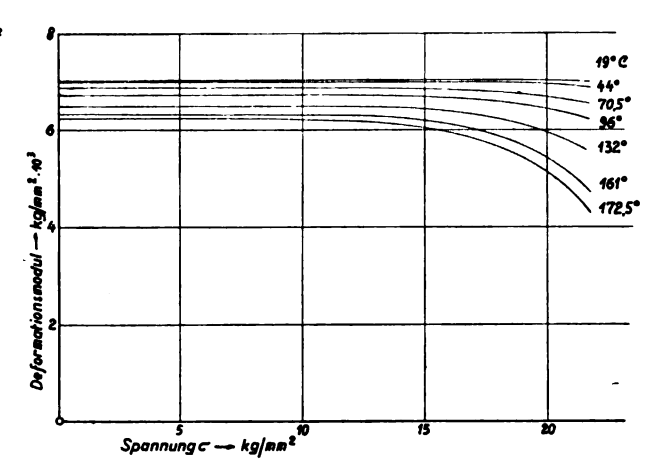


Abb. 26. Deformationsmodul für VLW 53.

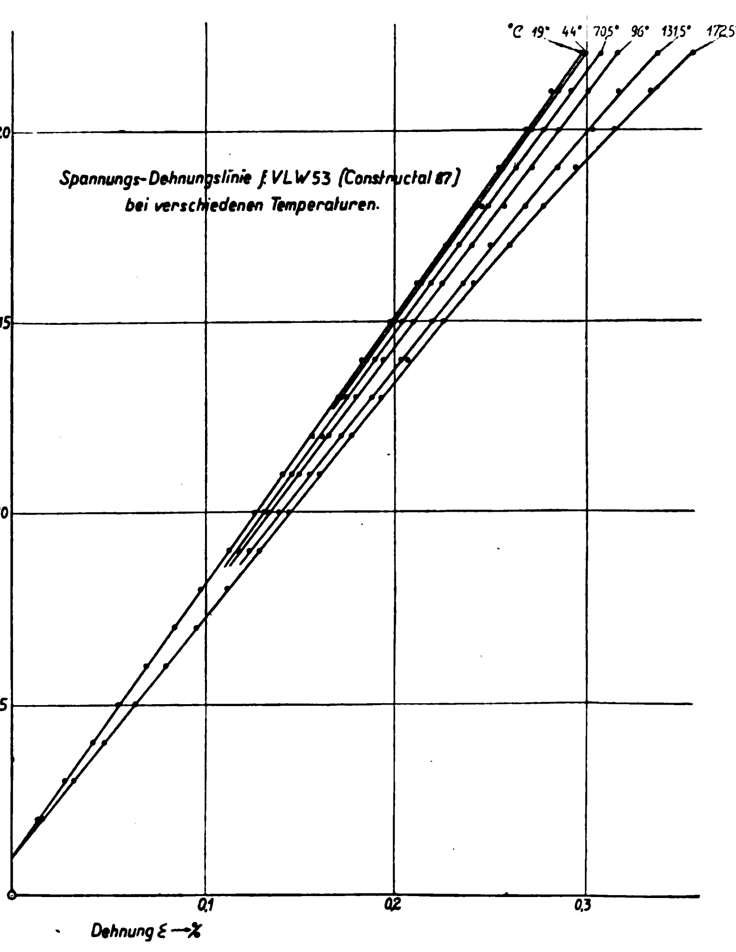


Abb. 25. Spannungs-Dehnungslinie für VLW 53.

g) VLW 53 (Constructal 87). An VLW 53 wurden die elastischen Eigenschaften bei 19°, 44°, 70,5°, 96°, 132°, 161° und 172,5° C festgestellt. Die Ergebnisse stellen die Kurven in den Abb. 25 und 26 dar. In dem angewandten Temperaturbereich fällt der Deformationsmodul von 7050 kg/mm² bei 19° auf 6240 kg/mm² bei 172,5°. Die Lage der Elastizitätsgrenze ändert sich verhältnismäßig stärker als bei dem vorhin besprochenen Werkstoffe VLW 44 entsprechend den Werten in Zusammenstellung VII. Sie fällt stetig von 22 kg/mm² bei 19° auf 14 kg/mm² bei 172,5° C. Hiernach hat VLW 53 bei diesen Temperaturen die höchste Elastizitätsgrenze aller hier untersuchten Legierungen.

Zusammenstellung VII. Einfluß der Temperatur auf die Elastizitätsgrenze bei VLW 53.

Temperatur . . . . °C	19	44	70,5	96	132	161	172,5
Elastizitätsgrenze . $\sigma_{0.001}$ kg/mm²	22	21	19	17,5	16	14	14

2. Magnesiumlegierungen.

Von den Magnesiumlegierungen wurden die vornehmlich für den Flugzeugbau in Frage kommenden Elektronmetallegierungen V1w und AZM der Chemischen Fabrik Griesheim Elektron berücksichtigt. Die Legierung AZM findet Verwendung als normales Konstruktionsmaterial, in Form von Blechen hauptsächlich im Leichtbau, und die Legierung V1w ist für hochbeanspruchte Teile vorgesehen. Der Materialzustand von V1w war »gepreßt und vergütet«, der von AZM »gepreßt«.

a) Elektron AZM. Die Ergebnisse der Zugversuche über den Einfluß der Wärme auf das elastische Verhalten der Legierung AZM sind durch die Spannungs-Dehnungslinien in Abb. 27 und die Kurven für den Deformationsmodul in Abhängigkeit von der Spannung in Abb. 28 dargestellt. Die Messungen wurden ausgeführt bei folgenden Temperaturen: 17°, 42°, 71,5°, 104° und 121° C. Wenn im allgemeinen eine Temperatur von 110° C noch als zulässig angegeben wird, so scheint dies in Rücksicht auf das elastische Verhalten doch etwas hoch gegriffen zu sein. Zwischen 70° und 100° findet ein bemerkenswertes Erweichen des Metalls statt, das in einem Nachlassen des Deformationsmoduls um 1200 kg/mm² von 4100 auf 2900 kg/mm² sich äußert, wobei die Streckgrenze nach Zusammenstellung VIII auf der gleichen Höhe geblieben ist. Als obere Temperaturgrenze ist 100° C anzunehmen, wenn die bei Überschreitung dieser Temperatur erfolgenden bedeutend größeren Formänderungen nicht mit in Kauf genommen werden können.

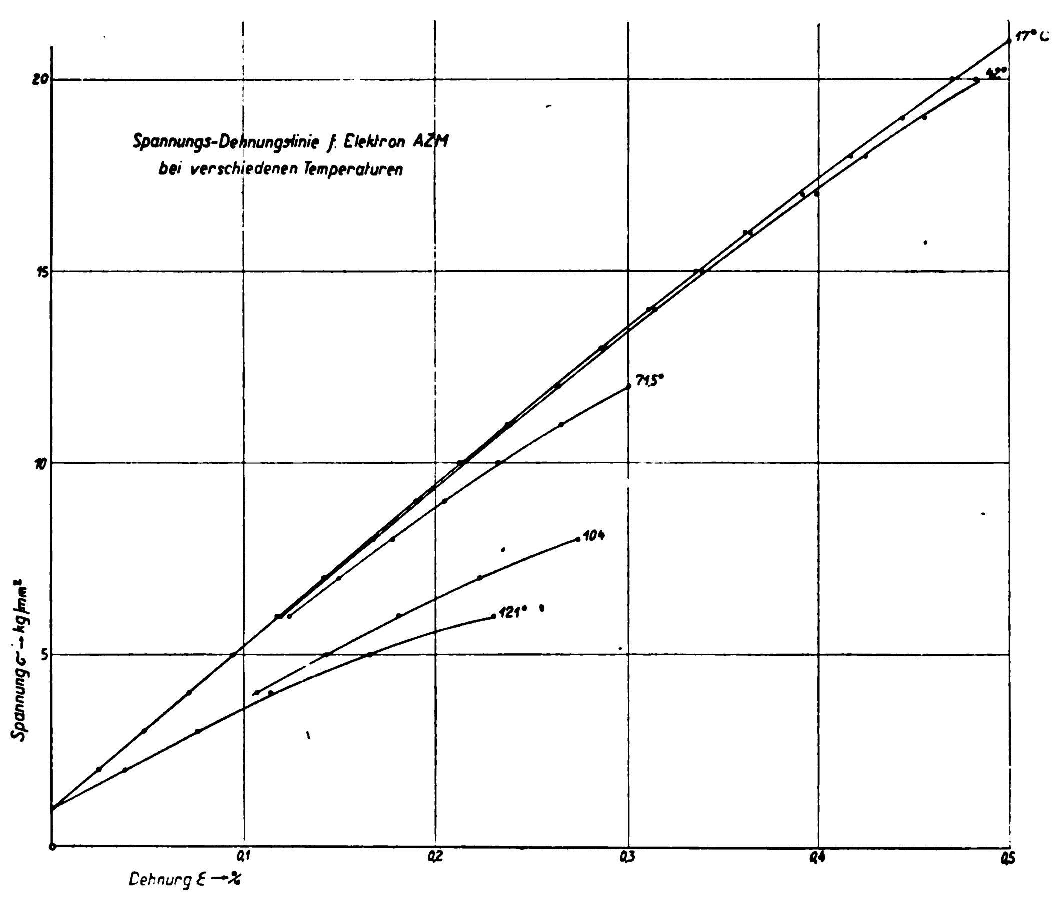


Abb. 27. Spannungs-Dehnungslinie für Elektron AZM.

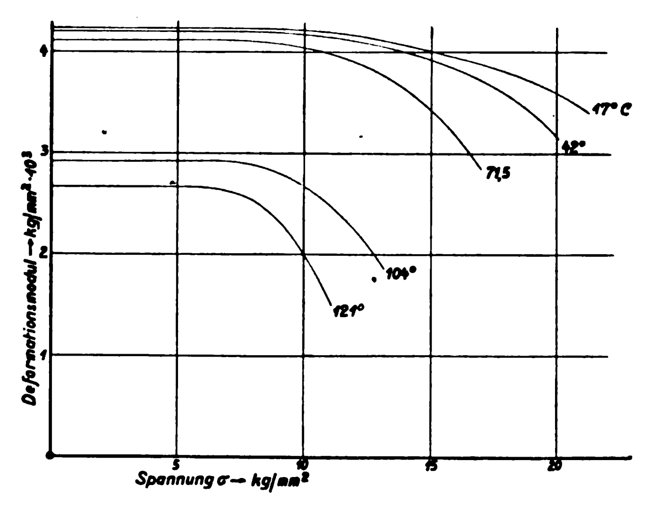


Abb. 28. Deformationsmodul für Elektron AZM.

Zusammenstellung VIII. Einfluß der Temperatur auf die Streckgrenze bei Elektron AZM.

Temperatur . . . . °C	17	42	71,5	104	121
Elastizitätsgrenze . . $\sigma_{0,001}$ kg/mm²	11	10	9	7	6,5

sammenstellung IX. Die höchste zulässige Temperatur ist demnach etwa 120° C.

Das Dilatometerdiagramm in Abb. 32, ebenso wie bei der vorigen Legierung mit einem mechanischen Differentialdilatometer Bauart Chevenard von Dujardin aufgenommen,

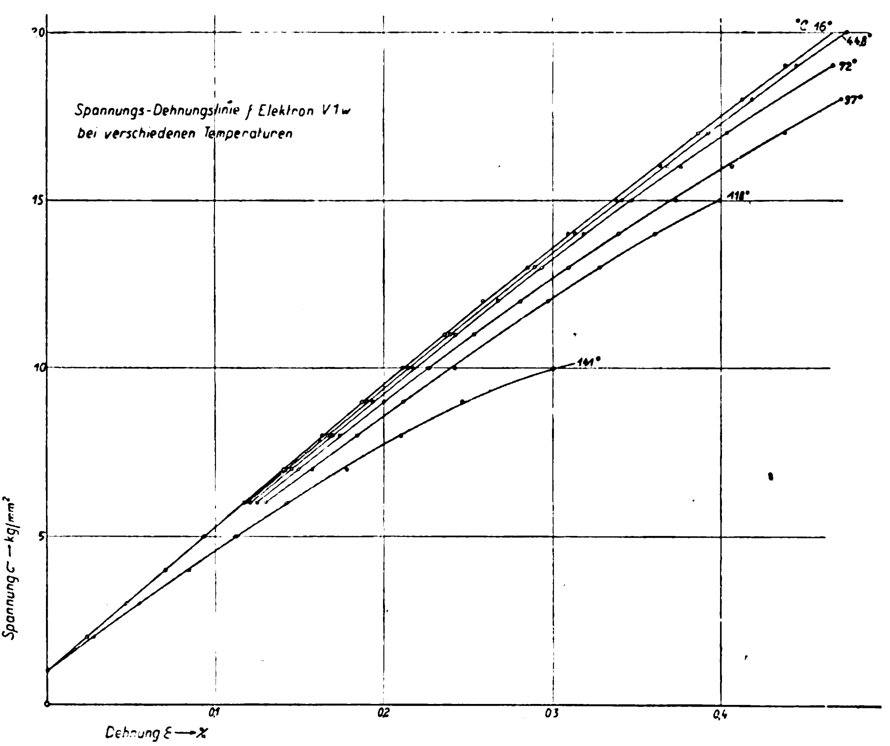


Abb. 30. Spannungs-Dehnungslinie für Elektron V1w.

Diese Mg-Al-Legierung weist bei ihrer Zugehörigkeit zum vollkommen festen Löslichkeitsgebiet nach dem Dilatometerdiagramm in Abb. 29 entsprechend dem Zustandsschaubilde von Schmidt-Spitaler keine abweichenden Ausdehnungserscheinungen auf. Als Vergleichsstab diente reinstes Aluminium.

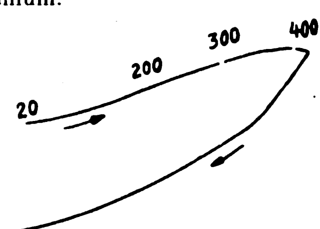


Abb. 29. Dilatometerdiagramm für Elektron AZM.

b) Elektron V1w. Die Versuche an der Elektronmetall-Legierung V1w erstreckten sich auf die Feststellung des elastischen Verhaltens bei den Temperaturen 17°, 45°, 72°, 97°, 118° und 141° C. Die beobachteten Werte sind durch die Spannungs-Dehnungslinien in Abb. 30 und durch die Kurven für den Deformationsmodul in Abb. 31 wiedergegeben. Ähnlich wie beider vorhin beschriebenen Untersuchung ruft auch hier die Wärme ein plötzlich stärkeres Nachlassen des Deformationsmoduls, wenn auch nicht in dem gleichen Maße, zudem in einem höheren Temperaturbereich zwischen 118° und 141° C hervor. Die Lage der Elastizitätsgrenze erfährt allerdings eine stärkere Änderung entsprechend Zu-

Zusammenstellung IX. Einfluß der Temperatur auf die Elastizitätsgrenze bei Elektron V1w.

Temperatur . . . . . . °C	17	45	72	97	118	141
Elastizitätsgrenze $\sigma_{0,001}$ kg/mm²	12	12	9	6	5,5	3

zeigt bei 320° C durch einen ausgeprägten Ausdehnungseffekt das Inlösunggehen der Mg-Al-Anteile. Als Vergleichsstab diente ein Pyrosstab.

Zusammenfassung.

Von den vielen in Deutschland hergestellten Leichtmetall-Legierungen wurden die in erster Linie im Flugzeugbau verwendbaren, darunter eine Reihe veredelungsfähiger Alu-

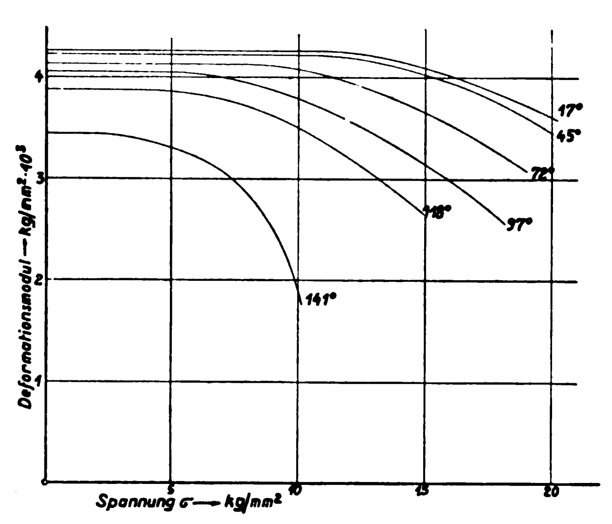


Abb. 31. Deformationsmodul für Elektron V1w.

miniumlegierungen und zwei Magnesiumlegierungen bezüglich ihres elastischen Verhaltens in der Wärme untersucht. Unter Verwendung einer besonderen Wärmevorrichtung, die eine gleichmäßige Temperaturverteilung über die Meßlänge der zur Prüfung herangezogenen Probestäbe er-

möglichte, wurden durch Zugversuche die Spannungs-Dehnungslinien, der Verlauf des Deformationsmoduls in den einzelnen Spannungsstufen und die Lage der Elastizitätsgrenze bei verschiedenen Temperaturen ermittelt. Bei einigen Werkstoffen konnten diese Untersuchungen durch Dilatometermessungen und Beobachtung des Dispersionsverlaufes bei künstlicher Alterung ergänzt werden.

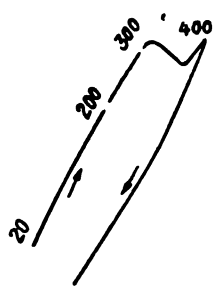


Abb. 32. Dilatometerdiagramm für Elektron V 1 w.

Eine Vervollständigung der mitgeteilten Arbeit durch Untersuchungen in der Kälte ist notwendig und wird im Aachener Institut zur Zeit durchgeführt mit Unterstützung der Notgemeinschaft der deutschen Wissenschaft, die auch die Wärmeversuche in dankenswerter Weise durch Bereitstellung der erforderlichen Einrichtungen ermöglichte.

Aussprache:

Dipl.-Ing. J. Müller: Herr Bollenrath hat des öfteren ohne nähere Erläuterung den Begriff »Elastizitätsgrenze« angewandt. Da die Definition dieses Begriffes noch nicht einheitlich ist, müßte mitgeteilt werden, welche bleibende Dehnung der Elastizitätsgrenze zugrunde gelegt wurde.

Dr.-Ing. P. Brenner: Herr Bollenrath hat über Ergebnisse von Messungen berichtet, die an verschiedenen Leichtmetalllegierungen in warmem Zustand bei 15 bis 180° C erhalten wurden.

Entsprechende, bei normaler Raumtemperatur (20° C) ausgeführte Messungen zeigen, daß Erwärmungen bei vergütbaren Aluminium- und Magnesiumlegierungen in dem angegebenen Temperaturbereich — der auch mit »künstlicher Alterung« bezeichnet wird — mehr oder weniger starke Veränderungen der Festigkeitseigenschaften, insbesondere der Elastizitäts- und 0,2-Grenze sowie der Dehnung im Gefolge haben. Je nach Wahl der Alterungstemperatur und Alterungsdauer können Verfestigungs- oder aber auch Entfestigungserscheinungen beobachtet werden, die nach der von dem amerikanischen Forscher Merica aufgestellten Theorie auf Ausscheidungen der Verbindung $Cu\,Al_2$ aus der festen Lösung zurückgeführt werden. Im Bereich niedriger Temperaturen gehen die Ausscheidungen bei manchen Legierungen, wie z. B. Lautal, 25 S u. a., nur sehr langsam vonstatten, so daß wesentliche Erhöhungen der Härte, Elastizitätsgrenze usw. erst nach einer Alterungsdauer von mehreren Tagen oder Wochen festgestellt werden können. Durch Anwendung höherer Alterungstemperaturen können die Ausscheidungen jedoch beschleunigt werden.

Ich möchte hier besonders auf den Einfluß der Alterungsdauer hinweisen, der bei diesen Vorgängen eine wichtige Rolle spielt und seit mehreren Jahren Gegenstand eingehender wissenschaftlicher Untersuchungen ist. Die bisher vorliegenden Untersuchungsergebnisse lassen erkennen, daß Messungen, die bei einer bestimmten Alterungsdauer vorgenommen werden, keinen sicheren Anhalt für das Verhalten der Legierung bei einer anderen Alterungsdauer unter Anwendung derselben Alterungstemperatur geben können. Zu berücksichtigen ist allerdings, daß bei diesen Untersuchungen die Ermittlung der Festigkeitseigenschaften bei normaler Raumtemperatur erfolgte, während Herr Bollenrath seine Messungen bei der betreffenden Alterungstemperatur ausgeführt hat, und es läßt sich daher nicht mit Bestimmtheit sagen, ob sich bei dem letzteren Meßverfahren der Einfluß der Alterungsdauer in demselben Maße auf die Meßergebnisse auswirkt. Zweifellos befindet sich aber z. B. natürlich gealtertes Duralumin nach 5- bis 6stündiger Erwärmung bei Temperaturen bis 180° C in keinem Gleichgewichtszustand, denn in dieser verhältnismäßig kurzen Zeit kann sich nur ein Teil des bei der betreffenden Temperatur aus der festen Lösung freiwerdenden Kupfers ausscheiden. Auch für die anderen, von Herrn Bollenrath untersuchten vergütbaren Legierungen gilt Ähnliches; bei magnesiumfreien Legierungen, wie Lautal, treten diese Erscheinungen wahrscheinlich mehr in einem Temperaturbereich auf, der über demjenigen der vorangegangenen Alterung liegt.

Es erscheint mir deshalb fraglich, ob aus Messungen, die nach 5- bis 6stündiger Erwärmung ausgeführt wurden, allgemeine Schlüsse auf das Verhalten der untersuchten Leichtmetall-Legierungen in der Wärme gezogen werden können. Nach dem vorher Gesagten muß sogar damit gerechnet werden, daß bei Erwärmungszeiten von 10, 20, 40 und mehr Stunden wesentlich andere Ergebnisse erhalten werden als nach 5 bis 6 Stunden.

Da durch Wärme beanspruchte Maschinenteile im allgemeinen nicht nur wenige Stunden, sondern erheblich länger (unter Umständen Hunderte oder Tausende von Stunden) erhöhten Temperaturen ausgesetzt sind, wäre eine nähere Untersuchung des Zeiteinflusses auch im Hinblick auf eine praktische Verwertung der Meßergebnisse erwünscht.

Dr. Walter Schmidt: Die von Welter empfohlene 0,001%-Grenze kann man nicht zu einer Beurteilung von Werkstoffen bezüglich ihrer allgemeinen, technischen Brauchbarkeit heranziehen. Würde man dies tun, so müßte man konsequenterweise glasharte Werkstoffe als bestgeeignet empfehlen. In der Tat ist bereits nachgewiesen worden, daß bei den meisten Metallen die Ermüdungsgrenze über der 0,001%-Grenze liegt, wie ja auch bekannt ist, daß gewisse plastische Verformungsanteile von Wechselbeanspruchungen unterworfenen Bauteilen ertragen werden können, ohne daß Dauerbruch erfolgt. In diesem Zusammenhang sei auch auf die Arbeiten über die Dämpfung bei der Wechselbeanspruchung von Metallen hingewiesen. Insbesondere kommt der Herr Vortragende beim Vergleich von Aluminium- und Magnesiumlegierungen unter Verwendung der 0,001%-Grenze zu Ergebnissen, deren man sich mit größter Vorsicht zu bedienen hat. Für das Verhalten eines Baustoffes bei sehr kleinen Spannungen gibt nämlich die Kristallstruktur den Ausschlag. Bei erhöhter Spannung, und zwar noch im Bereich der technisch erwünschten Beanspruchbarkeit müssen die Verfestigungsvorgänge im Material berücksichtigt werden. Aluminium kristallisiert regulär, Magnesium dagegen hexagonal. Hierin liegt der Schlüssel für das gefundene, verschiedene Verhalten beider Werkstoffe. Unter Zugrundelegung der bekannten, von E. Schmid aufgestellten Beziehung zwischen Beanspruchungsrichtung und Elastizitätsgrenze ergibt sich, daß solche hexagonale Kristallite, welche in dem Kristallhaufwerk zufällig unter 45° zur Beanspruchungsrichtung liegen, schon bei sehr geringen Beanspruchungen Schiebungen unterworfen sind, deren Ausdruck die niedrigliegende 0,001%-Grenze ist, wie sie der Herr Vortragende gemessen hat. Wird die Spannung gesteigert, so tritt infolge dieser Gleitung rasch ein starke Verfestigung ein, und zwar ist der Verlauf der Verfestigung bekanntlich bei Magnesiumlegierungen wesentlich intensiver als bei Aluminiumlegierungen, so daß beispielsweise bei dem konventionell zur Streckgrenze zugeordneten Dehnbetrag von 0,2% die zur Erzeugung dieser Dehnung notwendige Spannung bei der Magnesiumlegierung »Elektron-AZM« praktisch gleich hoch liegt, wie bei den veredelbaren Aluminiumlegierungen, trotzdem die 0,001-Grenze bei Elektron-AZM niedriger gefunden wird. Wie sehr gerade bei Ermüdungsprüfungen auf den Verlauf der Verfestigung Rücksicht genommen werden muß, zeigt die bei Magnesiumlegierungen besonders ausgeprägte Erscheinung des sog. Hochtrainierens, d. h. Verfestigens unter der Belastung. In der Tat haben die DVL sowie verschiedene Forscher für die Magnesiumlegierung »Elektron-AZM« höhere Ermüdungsfestigkeit festgestellt als für die handelsüblichen veredelbaren Aluminiumlegierungen. Man muß sich also hüten, aus den auf der Messung der 0,001-Grenze aufgebauten Versuchsergebnissen, welche der Herr Vortragende bekanntgegeben hat, Schlüsse für die Praxis zu ziehen.

Dr.-Ing. Bollenrath (Schlußwort): Zu der Anfrage von Herrn Müller: Die Elastizitätsgrenze ist hier definiert durch

die Spannung, die 0,001% bleibende Dehnung hervorruft (Internationale Tagung, Brüssel 1906).

Wenn Herr Dr. Brenner Kurven über den zeitlichen Verlauf der Festigkeit durch künstliche Alterung veredelungsfähiger Aluminiumlegierungen bei verschiedenen Temperaturen anführt um zu zeigen, daß die gewählte Dauer der Temperatureinwirkung von 5 bis 6 Stunden bis zu Beginn der Messungen bedenklich ist, scheint ein wesentlicher Punkt unklar geblieben zu sein. Es ist doch so, daß der Zustand des Ausgangsmaterials für die Alterungsversuche z. B. bei Legierungen VLW 1 und U II folgender ist: bei 520° bzw. 535° C geglüht und in Wasser abgeschreckt. Die Versuche, über die im Vortrage berichtet wurden, bezogen sich, wie des öfteren hervorgehoben wurde, bei den strittigen Werkstoffen um fertig veredeltes, also bereits gealtertes Material. Einen praktischen Wert haben die Untersuchungen über das elastische Verhalten nur bei den Temperaturen, die bei beliebig langer Einwirkung die durch die Veredelung erzielten Festigkeiten nicht gefährden. Schließlich ist man bei derartigen Untersuchungen gezwungen, bezüglich der Dauer der Wärmeeinwirkung Kompromisse zu schließen. Bei einer normal veredelten U II-Legierung verursacht z. B. eine Temperatur von 145° C innerhalb 3 Wochen noch keine meßbare Veränderung der Festigkeitseigenschaften.

Zu den Ausführungen von Herrn Dr. Schmidt bemerke ich unter Hinweis auf den zu Beginn des Vortrages dargelegten Zweck dieser Versuche, daß selbst eine wesentliche Verfestigung, wenn sie erst infolge Spannungen oberhalb der Streckgrenze auftritt, bei der Beurteilung der Knickgefahr oder bei dauernd wechselnder Beanspruchung keinen Nutzen bringt. Denn die Verfestigung ist zwangläufig mit Verformungen verbunden, die in Fällen der erwähnten Art unzulässig groß sind.

XVI. Über die Nietverbindung dünner Bleche.

Vorgetragen von W. Hilbes, Aachen.

Im leichtmetallischen Flugzeugbau ist bis heute die Vernietung das meistangewandte Verfahren, tragende Konstruktionsteile miteinander zu verbinden. Man kann jedoch in diesem noch ziemlich jungen Sondergebiet meist nicht ohne weiteres auf den im Eisenhochbau gesammelten Erfahrungen fußen, denn bei den hier vorliegenden Verhältnissen, wo meist relativ dünne Wandstärken vorkommen, muß man schon allein aus werkstattechnischen Gründen das Verhältnis von Blechstärke zu Nietdurchmesser wesentlich anders wählen als im Eisenbau. Weiter sind auch die in Frage kommenden Festigkeitseigenschaften der im Leichtmetall-Flugzeugbau verwandten Werkstoffe wesentlich andere als die des Stahls. Die bisher veröffentlichten Untersuchungen über die Vernietung von vergütbaren Leichtmetallteilen, um die es sich ja in erster Linie handelt, sind nicht sehr zahlreich, und bewegen sich zum Teil in Größenordnungen, die für den Flugzeugbau vorerst nicht in Frage kommen. Aus diesem Grunde erschien es angebracht, die tatsächlichen Verhältnisse etwas eingehender zu untersuchen.

Es gibt bekanntlich zwei Möglichkeiten, eine Vernietung herzustellen. Entweder erfolgt die Bildung des Schließkopfes durch stetig steigenden Druck oder durch eine Anzahl von Schlägen. Bei den vorliegenden Untersuchungen wurde das erstere Verfahren angewandt.

Als Werkstoff für die Blechproben wie auch für die Nieten wurde Ultralumin, und zwar die Legierung U II, eine veredelungsfähige, künstlich zu alternde Aluminium-Kupfer-Nickel-Legierung verwandt. Blech und Nieten wurden eine Stunde bei 535° C geglüht und in Wasser abgeschreckt. Die Bleche erfuhren eine künstliche Alterung durch Lagerung bei 120° C während 40 Stunden. Die erreichte Zugfestigkeit betrug 36 bis 37 kg/mm² bei einer Dehnung von $\sim$ 20 vH. Wie in einer zur Zeit veröffentlichten eingehenden Untersuchung der Legierung U II gezeigt wird, lassen sich noch wesentlich höhere Festigkeitswerte erzielen. Die Versuche wurden jedoch mit den oben angegebenen Werten durchgeführt, da zu Beginn der Untersuchung der Einfluß von Abschrecktemperatur, Alterungstemperatur und Alterungsdauer auf die Festigkeit dieser Legierung noch nicht eingehend geklärt war. Die Nieten wurden ungealtert im abgeschreckten Zustande verwendet, da bekanntlich bei normal veredeltem Nietmaterial infolge der gesteigerten Härte eine einwandfreie Schließkopfbildung nicht mehr möglich ist.

Als Nietform wurde die des flachen Halbrundniets nach DIN 660 verwendet.

Die Proben, die als einschnittige Überlappungsnietung ausgeführt waren, erhielten im Gegensatz zu jenen, mit denen in der Regel Nietfestigkeitsuntersuchungen angestellt werden, nur einen Niet. Diese Anordnung bezweckte die Erzielung möglichst überdeckungsfreier und damit klarer

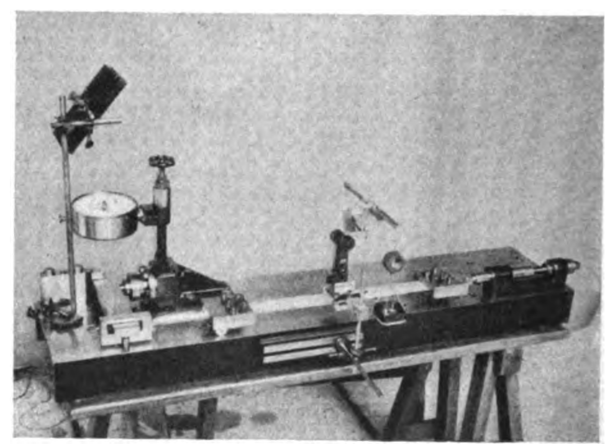


Abb. 2. Die Versuchseinrichtung.

Verhältnisse. Es besteht hierbei jedoch die Gefahr, daß sich durch eine Drehung der beiden Probenhälften gegeneinander die Reibungsverhältnisse ändern. Für diesen Fall bestand nun in der Anzeige der beiden nach Abb. 1 angebrachten Tensometer eine sehr genaue Kontrolle. Mit diesen Dehnungsmessern wurde die Verschiebung der beiden miteinander vernieteten Bleche, die weiter unten noch besprochen wird, gemessen. Führte die Probe nun bei der Zugbelastung eine durch falsche Einspannung hervorgerufene Drehung aus, so äußerte sich dies sofort in der Anzeige der zur gegenseitigen Kontrolle doppelt und symmetrisch zum Niet aufgebauten Instrumente.

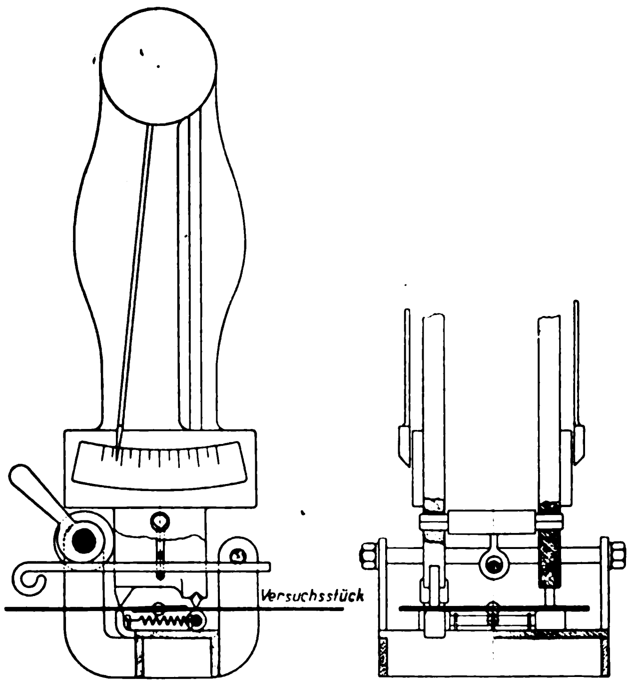


Abb. 1. Aufspannvorrichtung für die Tensometer zur Messung der Verschiebung.

Zur Ermittlung des günstigsten Verhältnisses des Nietdurchmessers d zur Blechstärke s, das ja in erster Linie für die konstruktive Gestaltung einer Nietverbindung maßgebend ist, wurde eine Anzahl von Zerreißversuchen bei verschiedenen Niet- und Blechstärken ausgeführt. Die hierbei benutzte Versuchseinrichtung ist aus Abb. 2 ersichtlich.

Zur Beurteilung der Verhältnisse wurde die Bruchlast der Verbindung als maßgebend angenommen. Wie später jedoch gezeigt wird, ist diese außer von den genannten Faktoren noch weitgehend von dem gewählten Abstand des

Niets von der Blechkante quer zur Kraftrichtung abhängig. Um diesen Einfluß auszuschalten, wurde der Kantenabstand reichlich und zwar zu 3 d gewählt. Die Schließkraft war so bemessen, daß sich die Schließköpfe gut ausbildeten. Beim Zerreißen der Proben trat die Zerstörung der Verbindung je nach dem Verhältnis von $d:s$ entweder durch Abscheren des Niets in der Ebene zwischen den beiden Blechen ein, oder durch Einreißen der das Nietloch in Zugrichtung tangierenden Blechfaser. In Abb. 3 sind die Bruchlasten in Abhängigkeit von den Nietdurchmessern dargestellt. Die Nietbrüche verlaufen nach einer Parabel die durch die Scherfestigkeit des Nietmaterials gekennzeichnet ist. Die Blechbruchkurven stellen Exponentialfunktionen dar, bei denen die Bruchlasten außer von den in der Darstellung ersichtlichen Größen d und s noch von der Zugfestigkeit des Materials und, wie später gezeigt werden wird, von der Schließkraft abhängig sind. Die Schnittpunkte dieser Blechbruchkurven mit der Nietbruchparabel kennzeichnen offenbar diejenigen Nietdurchmesser, bei denen die Festigkeit von Niet und Blech gleich weitgehend ausgenutzt ist. Wählt man die so gefundenen Durchmesser als die günstigsten, so erhält man für sehr dünne Bleche, wie sie für Be-

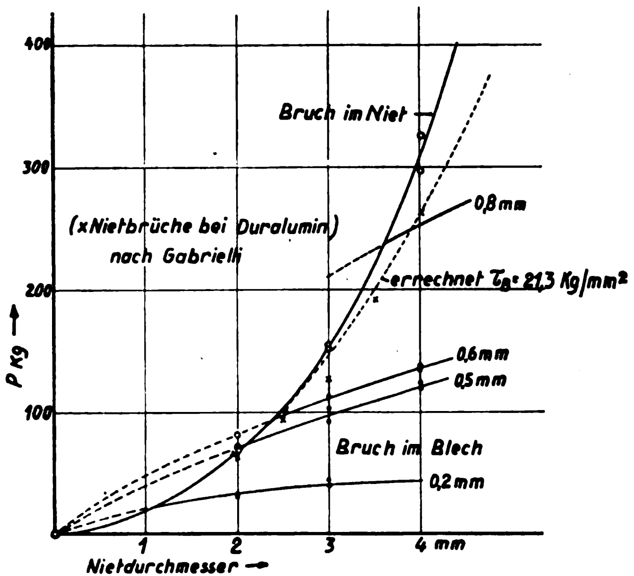


Abb. 3. Bruchlastdiagramm.

plankungen in Frage kommen, jedoch Werte, die sich im Werkstattbetrieb kaum verwirklichen lassen. Man kann in diesem Falle Nieten verwenden, die zwar die gleiche Legierungszusammensetzung haben, jedoch von einer tieferen Temperatur aus abgeschreckt sind. Hierdurch erhält man eine geringere Scherfestigkeit, sodaß die Nietbruchparabel einen flacheren Verlauf erhält. Bei diesem weicheren Nietmaterial sind für die Schließkopfbildung geringere Kräfte erforderlich. So könnte das bei sehr dünnen Blechen oft auftretende leichte Verwerfen in der nächsten Umgebung des Nietkopfes verringert, wenn nicht vermieden werden. Denn die Ursache für diese Erscheinung ist in der geringen Steifigkeit des dünnen Bleches gegenüber den infolge der Querdehnung des über die Fließgrenze hinaus beanspruchten Nietschaftes auftretenden radialen Kräften zu suchen.

Die Klärung des Einflußes der Stauchung, die der Nietschaft bei der Schließkopfbildung erfährt, auf die Scherfestigkeit bezweckte folgende Untersuchung. Vier zylindrische Proben von gleichem Werkstoff und gleicher Wärmebehandlung wie die Nieten wurden in einem besonderen Apparat dem Scherversuch unterworfen. Zwei von den Proben waren vorher durch Druck um 15 vH gestaucht. Es ergaben sich folgende Bruchspannungen:

$$\text{ungestaucht:}\quad \tau_B = \frac{19{,}1}{19{,}7}\ \text{kg/mm}^2,$$

$$\text{15 vH. gestaucht:}\quad \tau_B = \frac{21{,}6}{21{,}0}\ \text{kg/mm}^2.$$

Die sich aus einer mittleren Scherfestigkeit von 21,3 kg/mm² ergebende Parabel ist in das Bruchlastdiagramm eingezeichnet. Das Abweichen der versuchsmäßig ermittelten Kurve von der rechnerischen erklärt sich dadurch, daß die Bruchlasten auf die Nenndurchmesser bezogen sind und nicht auf die wirklich erzielten.

In das Bruchlastdiagramm sind weiter noch einige Scherbruchwerte eingetragen, die von Gabrielli an Duraluminnietungen gemessen wurden[1]). Auch diese stimmen gut mit der errechneten Kurve überein. Wenn die Proben nicht sofort nach der Vernietung, d. h. vor dem Beginn der Alterung, zerrissen worden sind, was man wohl annehmen kann, so berechtigen diese Versuchsergebnisse zu dem Schluß, daß durch die bei der Vernietung erfolgte Kaltstauchung des Schaftes der Alterungsprozeß zum mindesten stark gestört worden ist, denn die erzielte Maximalspannung erreicht bei weitem nicht den Wert, den man von normal gealtertem Duralumin erwartet.

Zur Beantwortung der Frage nach dem günstigsten Kantenabstand, d. h. nach jenem Optimum des Abstandes der Nietmitte von der Blechkante, das zu unterschreiten nicht ratsam, zu überschreiten jedoch zwecklos ist, wurden folgende Versuche gemacht.

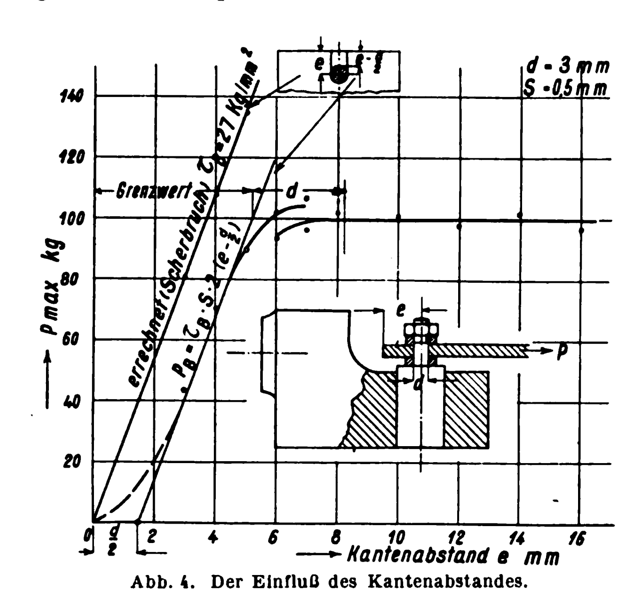


Abb. 4. Der Einfluß des Kantenabstandes.

Da hier weniger der Absolutwert der Festigkeit der Verbindung interessiert als der relative Verlauf der erzielbaren Höchstlast bei zunehmendem Kantenabstand, wurden keine vernieteten Proben verwandt. Der Nietschaft wurde vielmehr durch einen zylindrischen Stahlbolzen, und die Köpfe durch Stahlringe von gleichem Durchmesser wie die des Originales ersetzt. Die Anordnung ist aus Abb. 4 ersichtlich. Eine auf das Ende des Bolzens aufgeschraubte leicht angezogene Mutter sorgte für eine genügende Sicherung der gegenseitigen Lage. Das Verhältnis $d:s$ wurde nach dem Bruchlastdiagramm so gewählt, daß die Zerstörung im Blech eintreten mußte. In mehreren Versuchsreihen wurden die Zerreißlasten festgestellt, wobei sich jeweils unter sonst gleichen Bedingungen nur der Kantenabstand änderte.

Die Ergebnisse einer derartigen Reihe sind in Abb. 4 zusammengestellt. Die einzelnen Punkte stellen Mittelwerte aus je 4 Einzelversuchen dar. Bei geringem Kantenabstand wird das zwischen dem Niet und der Blechkante gelegene Stück herausgeschert. Die Messungsergebnisse stimmen mit der Rechnung gut überein, wenn man die Scherfestigkeit des Bleches zu 27 kg/mm² einsetzt und als Querschnitt den schon von Bach als maßgebend bezeichneten annimmt:

$$P_B = \tau_B \cdot s \cdot 2 \cdot \left(e - \frac{d}{2}\right).$$

[1]) Atti Del Congresso Annvale, Torino 1928.

Im weiteren Verlauf der Kurve tritt Zerreißbruch durch Einreißen der das Nietloch in Kraftrichtung tangierenden Faser ein. Im Bereich eines Kantenabstandes von 5 bis 8 mm beobachtet man jedoch ein starkes Streuen der Versuchswerte. Diese Unstetigkeit rührt daher, daß bei Erreichung eines gewissen kritischen Verhältnisses von Blechstärke zu Kantenabstand oder genauer von s zu $e - \frac{d}{2}$ der dem Niet vorgelagerte Blechteil das Bestreben hat auszuknicken. Bleibt die Probe nun bis zum Eintritt des Bruches eben, so sind die erzielten Lastwerte höher als bei vorherigem Ausknicken. Bei weiterer Steigerung von e tritt das Ausknicken stets auf, und die Bruchlast bleibt auf einer konstanten Höhe. Ihr zahlenmäßiger Wert stimmt bei dieser wie

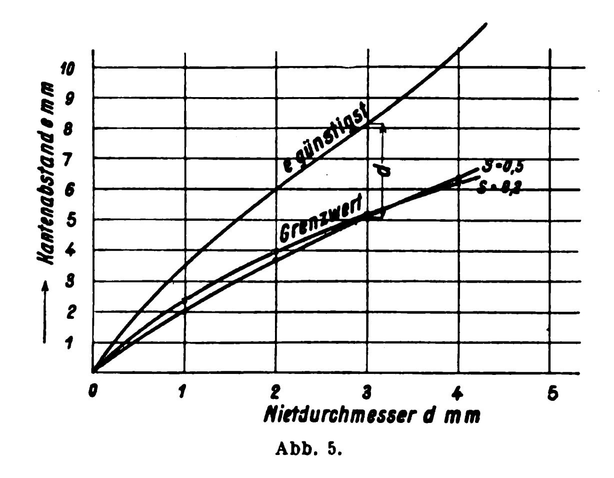


Abb. 5.

auch bei den anderen durchgeführten Versuchsreihen mit dem entsprechenden des Bruchlastdiagrammes überein. Nimmt man den dem Schnittpunkt der rechnerisch erfaßbaren Scherbruchlinie mit der dem Bruchlastdiagramm zu entnehmenden Zerreißbruchlinie zugehörigen Kantenabstand als Grenzwert an, so erhält man den in Abb. 5 dargestellten Verlauf. Durch einen Zuschlag von d mm kann man die Unstetigkeitsstelle ausschalten.

Die so ermittelten günstigsten Werte für e gelten streng genommen nur für Fälle, wo Blechbruch eintritt. Es hat sich jedoch im Verlauf der Untersuchung gezeigt, daß bei Vernietungen, die an der obersten Grenze des Nietbruchs liegen und mit dem für Blechbruch günstigsten Kantenabstand ausgeführt sind, der dem Niet vorgelagerte Blechabschnitt bei der Zerstörung der Verbindung starke bleibende Verformung durch Biegung in der Blechebene erleidet. Es scheint demnach auch in diesem Falle nicht ratsam zu sein, die oben ermittelten Werte zu unterschreiten.

Bisher sind nur die für die konstruktive Durchbildung einer Vernietung in erster Linie maßgebenden Faktoren besprochen worden. Die Bruchlast allein besagt jedoch noch nichts über das Verhalten der Verbindung innerhalb des unteren Lastbereichs. Wie von Preuß nachgewiesen worden ist, treten bei Kesselnietungen bleibende Verschiebungen der Bleche gegeneinander schon bei recht geringen Lasten auf. Wenn auch der Gleitwiderstand bei Flugzeugvernietungen nicht die gleiche Rolle spielt wie im Kesselbau, so besteht doch die Möglichkeit, daß bei Spitzenbelastungen von Konstruktionsgliedern im Betrieb derartige bleibende Verformungen in den Nietverbindungen auftreten, daß die der statischen Berechnung zugrunde liegende Annahmen nicht mehr zutreffen.

In Abb. 6 ist die Verformung einer Nietverbindung, wie sie sich aus den Versuchen ergeben hat, im Schema dargestellt. Unter der Einwirkung einer Last von bestimmter Größe tritt eine Verschiebung der beiden Bleche gegeneinander auf, die bei Entlastung nicht wieder vollkommen verschwindet. Um den Restbetrag hat die Verbindung sich also bleibend verformt. Bei wiederholter Belastung folgt die Verschiebung ziemlich genau der Entlastungslinie bis zu der vorher erreichten Höchstlast. Die elastische Formänderung ist im wesentlichen eine Funktion des Elastizitätsmoduls, des Gleitmoduls, des Stützmomentes, der Nietteilung usw. Sie soll hier unberücksichtigt bleiben.

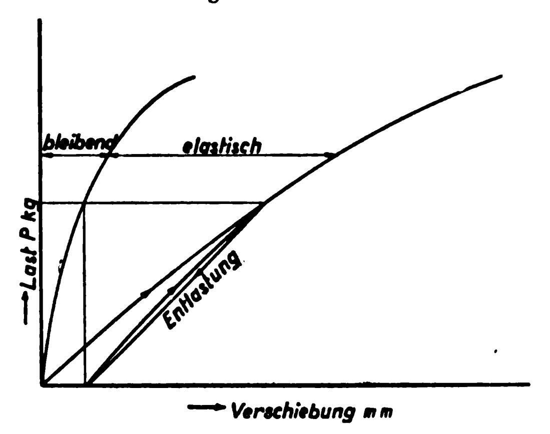


Abb. 6. Schematische Darstellung der Verformung einer Nietverbindung.

Für die zahlenmäßige Erfassung der bleibenden Verschiebung ist das von Schröder von der Kolk bei Eisennietungen verwandte Meßverfahren[1]) zu grob. Die Preußsche Methode[2]) ist zwar wesentlich genauer, jedoch nur bei dicken Blechen anwendbar. Aus diesem Grunde mußte ein anderes Verfahren durchgebildet werden. Die Apparatur ist aus Abb. 1 ersichtlich. Die eigentliche Messung erfolgte mittels normaler Huggenberger-Tensometer, deren Übersetzung rd. 1:1000 beträgt. Durch Schätzung von Zehntel-Skaleneinheiten kann die Verformung auf $\frac{1}{10000}$ mm abgelesen werden. Wie oben erwähnt, wurden zwei dieser Dehnungsmesser zur gegenseitigen Kontrolle symmetrisch

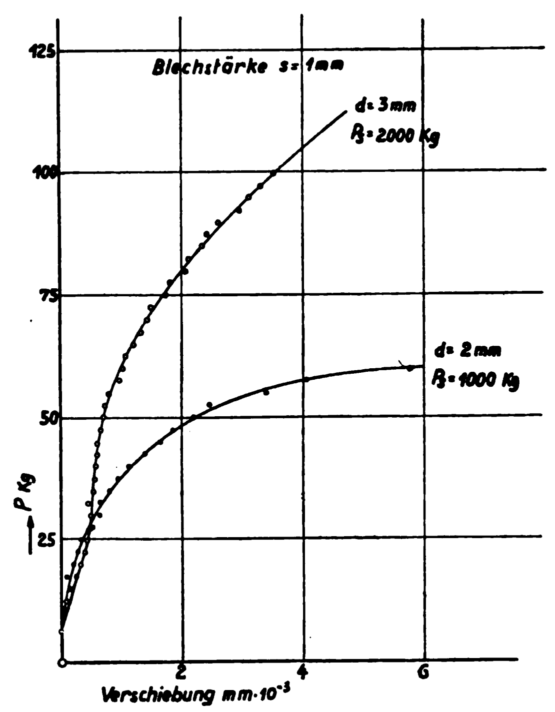


Abb. 7. Verschiebungskurven.

zur Probenhauptachse aufgebaut, und zwar in einer derartigen Entfernung vom Niet, daß an den Meßstellen ein Spannungszustand unterhalb der Elastizitätsgrenze angenommen werden durfte. Um das Auftreten zusätzlicher

[1]) Z.V.D.I. 1897, S. 739/47, S. 768/74.
[2]) Z.V.D.I. 1912, S. 405.

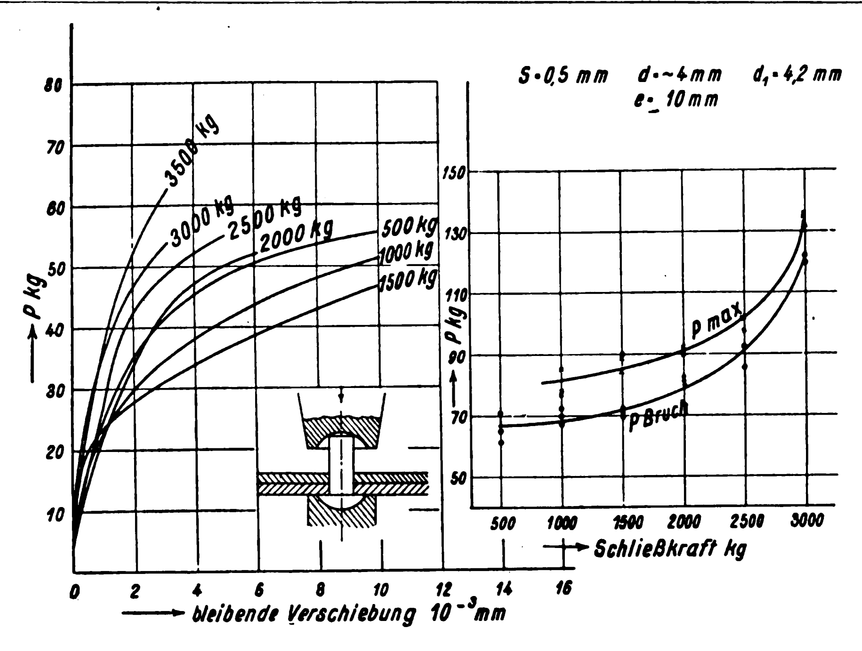


Abb. 8. Der Einfluß der Schließkraft. (Die den Verschiebungskurven beigefügten Zahlen kennzeichnen die jeweilige Höhe der Schließkraft.)

Spannungen durch das Eigengewicht der Apparatur zu vermeiden, wurde dieses mittels der in Abb. 2 erkennbaren Einrichtung durch Hebel und Gegengewicht ausgeglichen.

Die Proben hatten bei diesen Messungen eine Vorlast von 5 kg. Bei der gleichen Last wurden auch nach jeder Beanspruchungsstufe die Ablesungen vorgenommen. Abb. 7 zeigt den Verschiebungsverlauf zweier Nietverbindungen, deren Zerstörung durch Nietbruch erfolgte. Die Kurven zeigen, daß schon bei sehr geringen Kräften bleibende Verformungen auftreten. Von den zahlreichen Faktoren, deren Zusammenwirken den jeweiligen Verlauf der Gleitkurve bedingt, verdient der Einfluß der Schließkraft besonderes Interesse, da man aus den Auswirkungen einige Schlüsse auf die Verhältnisse in der nächsten Umgebung des Niets ziehen kann.

An einer Anzahl von Proben, die bei sonst gleichen Bedingungen mit verschieden hohen Schließkräften vernietet worden waren, wurden nach dem oben erwähnten Verfahren Feinmessungen durchgeführt. Nach Aufnahme der Verschiebungskurve wurde bis zum Bruch belastet, der dem Verhältnis $d:s$ entsprechend im Blech eintrat. In den beiden Diagrammen der Abb. 8 sind die den einzelnen Schließkräften zugehörigen Gleitkurven, von denen jede den Mittelwert aus drei Versuchen darstellt, sowie die erzielten Bruchlasten aufgetragen. Man erkennt hier den großen Einfluß der Schließkraft auf den Gleitwiderstand der Verbindung. Auffällig ist jedoch, daß letzterer mit zunehmender Schließkraft anfänglich fällt und erst von etwa 1500 kg an steigende Tendenz aufweist. Dies eigenartige Verhalten des Gleitwiderstandes läßt sich auf folgende Weise erklären:

Bei einer Schließkraft von 500 kg, die hier einem spezifischen Druck von 32 kg/mm² entspricht, ist die Quetschgrenze im Niet so weit überschritten, daß der Nietschaft das Nietloch restlos ausfüllt. Der Nietschaft zeigt am freien Ende leicht tonnenförmige Gestalt. Zu einer bleibenden Verformung der Verbindung ist erforderlich, daß die Faser, welche das Nietloch in Kraftrichtung tangiert, bis über die Elastizitätsgrenze beansprucht wird unter gleichzeitiger Überwindung des zwischen den beiden Blechen herrschenden Reibungswiderstandes. Die Druckbeanspruchung in der Lochwandung ist wesentlich geringer. Eine Steigerung der Schließkraft führt zu einer größeren Querdehnung des Nietschaftes innerhalb der Bleche. Hierdurch werden radial auf die Lochwandung wirkende Druckkräfte hervorgerufen, die im Blech zum Nietloch konzentrische Zugspannungen erzeugen. Diese Spannungen erfahren noch eine Steigerung durch die hierzu senkrechten, zur Nietachse parallel verlaufenden Druckspannungen, die durch vollständige Ausbildung des Schließkopfes im Blech erzeugt werden. In der oben erwähnten besonders gefährdeten Faser herrscht also schon eine der Betriebsbeanspruchung gleichgerichtete Verspannung. Es genügt daher eine geringere zusätzliche Zugspannung um diese Faser bleibend zu verformen. Erhöht

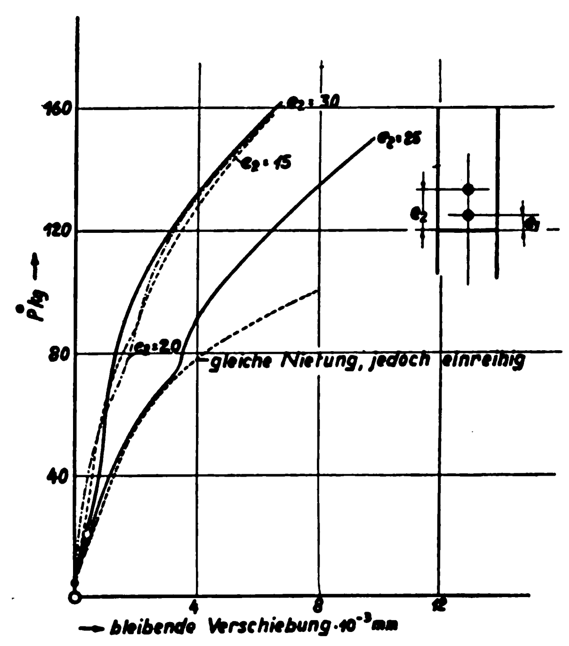


Abb. 9. Verschiebungskurven von Doppelnietungen.

man die Schließkraft weiter, so überschreiten auch die im Blech wirkenden Druckspannungen die Quetschgrenze, d. h. es beginnt eine Kaltverfestigung, die den Verformungswiderstand der Verbindung erhöht. Der Eintritt dieser Festigkeitssteigerung ist auch an der Bruchlastlinie deutlich zu erkennen. Bis zu einer Schließkraft von etwa 1500 kg bleibt die Bruchlast nahezu konstant. Von hier ab erfährt sie infolge der Verformung im Blech eine dem jeweiligen Grad der Verfestigung entsprechende Steigerung.

Die weitere Untersuchung wird zeigen, inwieweit die bei Einzelnietungen gewonnenen Erkenntnisse sich auch auf ganze Nietgruppen anwenden lassen. Im Fachwerkbau

ist es vielfach üblich, die auftretenden Stabkräfte durch mehrere in Stabrichtung hintereinander angebrachte Nieten in die Knotenpunkte überzuleiten. Das Verhalten einer derartigen Verbindung ist aus Abb. 9 ersichtlich. Bei zwei Nieten ist im unteren Lastbereich der Gleitwiderstand doppelt so hoch, wie der einer einfachen Nietung. Ferner sieht man, daß der Abstand der Nieten untereinander ohne merklichen Einfluß auf die Verformbarkeit der Verbindung ist. Bei einer Probe zeigte der zwischen den beiden Nieten liegende Blechabschnitt eine leichte Verwellung. Die Bruchlast hatte hierdurch keine Änderung erfahren, die Versuchskurve zeigt jedoch deutlich, daß diese Verbindung den Betriebskräften gegenüber sich wie eine einfache Vernietung verhält.

Die hier gemachten Mitteilungen berichten über die bisherigen Ergebnisse einer allgemeinen Untersuchung, die augenblicklich im Aerodynamischen Institut der Technischen Hochschule Aachen durchgeführt wird. Über die weiteren Versuche wird demnächst in der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt ausführlich berichtet werden.

Die Durchführung der Versuche wurde durch die Notgemeinschaft der Deutschen Wissenschaft ermöglicht, die in dankenswerter Weise die hierfür erforderlichen Mittel zur Verfügung gestellt hat.

Aussprache:

Dr.-Ing. W. Pleines: Zu den Ausführungen des Herrn Dipl.-Ing. Hilbes über die Nietverbindung dünner Bleche möchte ich noch einige ergänzende Bemerkungen machen. Sie sind nur ein kleiner Ausschnitt aus den Ergebnissen einer Reihe von Einzelfestigkeitsversuchen, die ich mit weitgehendster Unterstützung der DVL im Rahmen des Aufgabengebietes der Statischen Abteilung und der Stoffabteilung in den Jahren 1926 bis 1929 durchgeführt habe.

Ich möchte vorausschicken, daß die ersten Anregungen zu meinen in Kürze als Heft der »Luftfahrt-Forschung« erscheinenden Arbeiten[1]) von Herrn Professor Dr.-Ing. Hoff gegeben wurden, der die Behandlung aller mit den Nietverfahren und Nieteinrichtungen besonders im deutschen Metallflugzeugbau zusammenhängenden Fragen einer besonderen Förderung wert und deshalb eine zusammenfassende Darstellung und Darlegung für unbedingt notwendig hielt. Durch Herrn Professor Hoff ist mir auch im Jahre 1926 von den Junkers-Flugzeugwerken und der Rohrbach-Metallflugzeugbau G. m. b. H. in dankenswerter Weise ein mehrmonatlicher Aufenthalt in ihren Werkstätten zum näheren praktischen Studium ihrer Nieteinrichtungen und Nietverfahren, besonders aber zur Erlernung eigener praktischer Handfertigkeit im Nieten von Leichtmetallen, ermöglicht worden.

Ich darf zu den von Herrn Dipl.-Ing. Hilbes erwähnten Scherfestigkeitsversuchen an Leichtmetallnieten noch besonders darauf hinweisen, daß die Scherfestigkeit von Nieten aus Duralumin nicht allein abhängig ist von der Beschaffenheit des Nietbaustoffes. (Verwendung verschiedener Legierungen.) Sie ist vielmehr noch von der Art der Nietbearbeitung und Nietherstellung von Hand und mittels Maschine beeinflußt. Schon Pietzker hat darauf hingewiesen, daß für die Entscheidung über die Güte eines Nietbaustoffes (Vernietung im Schiffbau) nicht allein maßgebend sein sollte die Beschaffenheit und Güte des ursprünglichen Nietmaterials, sondern daß vielmehr die Eigenschaften des fertiggeschlagenen Nietes allein ausschlaggebend seien, da seine Festigkeitseigenschaften sich durch die Bearbeitung erheblich ändern können. Er weist an Hand von Ergebnissen, die aus Versuchen des Materialprüfungsamtes Berlin-Lichterfelde auf Betreiben des Reichsmarineamtes an Nietstangen, daraus angefertigten schlagfertigen und geschlagenen Eisennieten gewonnen wurden, z. B. eine Zunahme der Streckgrenze um rd. 60 vH und eine Zunahme der Zugfestigkeit um rd. 28 vH des Baustoffes der geschlagenen Niete und auch der schlagfertigen Niete gegenüber den Festigkeitswerten des Nietstangenmaterials nach. Allerdings zeigte sich, daß diese bedeutend höheren Festigkeiten durch nachträgliches Ausglühen annähernd wieder verschwinden und damit die früheren Eigenschaften des ursprünglichen Nietstangenmaterials wieder hergestellt werden.

Bei Duralumin läßt sich eine Erhöhung der Scherfestigkeit infolge Verfestigung des schlagfertigen Nietbaustoffes verursacht durch eine sachgemäße Bearbeitung des Nietes beim Stauchen feststellen. Einige von mir bei den Junkers-Flugzeugwerken angestellten Versuche zur Ermittlung der Scherfestigkeit schlagfertiger und von Hand geschlagener Niete aus Duralumin ergaben, daß die handgeschlagene Nieten rd. 20 vH höhere Scherfestigkeitswerte aufweisen; ein Beweis für die Vorteile einer Bearbeitung des Nietes beim Stauchen von Hand.

Allerdings verdient ein Umstand dabei besonderer Beachtung:

Die Art und Weise der Nietbearbeitung beim Stauchen, z. B. von Hand, wird immer von der Fertigkeit des Werkmannes abhängig und deshalb praktisch verschieden sein. Probenietungen für Versuchszwecke werden immer gute Festigkeitsergebnisse liefern, während im Betrieb leicht größere Unvollkommenheiten und Verschiedenheiten bei der Bearbeitung vorkommen können.

Auch der Einfluß der Stauchung und Bearbeitung des Nietes von Hand und mittels Maschine ist grundsätzlich verschieden und wird durch nachstehende Festigkeitsergebnisse bewiesen:

Es handelt sich dabei um vergleichende Scherfestigkeitsuntersuchungen einschnittiger, einnietiger, von Hand und mit Maschine (Exzenter-Nietpresse) genieteter Probestäbe.

Die mit der Exzenter-Nietpresse geschlagenen Niete ergaben eine um rd. 25 v. H. größere Scherfestigkeit beim Bruch als die von Hand geschlagenen. Diese Zahlen beweisen am ehesten den günstigen Einfluß einer besseren Bearbeitung des Nietbaustoffes auf seine Festigkeitseigenschaften, in diesem Falle bei Nietung mit Exzenter-Nietpresse gegenüber Handnietung. Bei der satten Quetsch- und Druckbeanspruchung wird der Nietbaustoff stärker und wesentlich gleichmäßiger gestaucht. Außerdem muß aber auch die Verdichtung des Materials eine weitgehendere und gleichmäßigere sein, denn praktisch ist bei Nietung mit der Exzenter-Nietpresse ein gegenüber Handnietung rd. 1 mm längerer Nietschaft notwendig.

Ich weise besonders auf diesen Umstand der Änderung der Festigkeitseigenschaften infolge der Verschiedenheiten in der Bearbeitung der Niete beim Stauchen hin. Die Klärung ihres zahlenmäßigen Einflusses zwingt auf alle Fälle zu eingehenden Vorversuchen, will der Konstrukteur von der Tatsache der durch Bearbeitung meist eintretenden Festigkeitserhöhung der Niete auch für die Dimensionierung seiner Bauteile hinsichtlich Nietzahl und Nietanordnung Gebrauch machen.

Bei weiteren Versuchen zur Bestimmung der Lochleibungsfestigkeit beim Bruch von üblichen Nietblechen aus Duralumin habe ich für den Versuchsaufbau eine Bolzenverbindung entsprechend einer zweischnittigen, einnietigen Nietverbindung gewählt, um den reinen Lochleibungsdruck ohne Fälschung, z. B. durch verschieden großen Gleitungswiderstand bei dünnen und dicken Blechen, durch Verringerung der ursprünglichen Blechstärke unterhalb des Nietkopfes infolge der Stauchung, durch Nietlocherweiterung infolge Stauchung u. a. m. zu ermitteln. Abgesehen von der in der Praxis des Leichtmetallbaues üblichen Anwendung der Kaltnietung läßt schon allein die Art der Beanspruchung von Nietverbindungen an den hauptsächlich tragenden Teilen des Flugzeuges eine Berücksichtigung des Gleitungswiderstandes als der mitübertragenden Kraft wohl kaum in Frage kommen. Selbst maßgebende Kreise des Eisenbrückenbaues vertreten den Standpunkt, daß für die Nietverbindung des Eisenbaues (Warmnietung) die Größe des Reibungswiderstandes nicht maßgebend sein kann, sondern nur die Festigkeit der Niete. Die Niete seien eben Bolzen,

[1]) Nietverfahren im Metallflugzeugbau. Von W. Pleines. 176. DVL-Bericht. Luftfahrtforschung Bd. 7 (1930), S. 1, und DVL-Jahrbuch 1930, S. 111.

die nach Überwindung der Reibung die Aufgabe übernehmen, die Kräfte aus einem Teil der Verbindung in den anderen zu übertragen.

Die einzelnen Versuchsreihen dienten der Ermittlung der Lochleibungsfestigkeit beim Bruch von Nietblechen aus Duralumin, und zwar:

a) für verschiedene Blechstärken,
b) für verschiedene Randabstände senkrecht und parallel zur Zugrichtung.

Dabei wurde übereinstimmend festgestellt:

Zu a). Infolge der geringen Stützung der untersuchten Nietbleche durch die Laschenwände der Bolzenverbindung ($^1/_{10}$ mm Spiel) ergaben sich für dünne Bleche (kleiner als 1 mm Blechstärke) wesentlich geringere Lochleibungsdrücke beim Bruch, verursacht durch frühzeitiges Ausknicken der auf Druck am meisten beanspruchten Lochrandzone. Die dabei auftretenden, die Festigkeit wesentlich herabsetzenden Ausknickerscheinungen sind in wellenförmigen Verlagerungen der Lochrandteile zu erkennen. Sie sind von elliptischer Form; die kleine Achse der die Verlagerungen jeweils begrenzenden Ellipse liegt in Zugrichtung. Kurz vor Erreichen des Bruches schieben sie sich übereinander und bröckeln ab.

Bei Blechen über 1 mm Stärke treten diese Erscheinungen nicht mehr auf. Die Lochleibungsfestigkeit beim Bruch ist für alle diese Blechstärken nahezu konstant. Die Verformungen der Nietlöcher in der am meisten beanspruchten Druckzone, kurz vor Erreichen der Bruchlast, sind jedoch verhältnismäßig groß. Das gibt zu Bedenken Anlaß über die Größe der zulässigen Beanspruchungen und Verformungen. — Wyß, Rühl, Gehler u. a. m. haben Versuche über die Größe der infolge örtlich begrenzter Druckbeanspruchungen auftretenden örtlich begrenzten Druckzone (Druckkern oder Druckkeil) am Nietlochrand und über ihre Abhängigkeit von der Größe des Lochleibungsdruckes angestellt. Während sonst bei einem gelochten, rein auf Zug beanspruchten Nietstab die seilförmig verlaufenden Zugkraftlinien bei richtiger Formgebung eine günstigere Verteilung der Spannungen und Kraftlinien ermöglichen, sollte nach Wyß für alle diesen Druckkern durchkreuzenden inneren Zugkraftlinien die Auffassung von der Seilwirkung nicht mehr gelten, denn diese Zugkraftlinien haben gleichfalls einen Druckteil. Schon deshalb werden weitere Untersuchungen über die Zulässigkeit bereits bleibender Verformungen bei geringen Lochleibungsdrücken unter statischer Last durchaus am Platze sein.

Erwähnen muß ich allerdings, daß die vorher beschriebenen Ausknickerscheinungen der Lochwandzone dünner Bleche bei genieteten Probestäben nicht mehr auftreten. Die Lochleibungsfestigkeit beim Bruch war in keinem Fall geringer als die stärkerer Bleche. Das beweist die ausreichende Stützung der Lochrandteile durch den Nietkopf.

Zum Schluß darf ich wohl noch auf die Wichtigkeit von Versuchen an mehrnietigen Nietverbindungen hinweisen. Untersuchungen über den Einfluß der hinsichtlich Kraftübertragung günstigsten Nietverteilung an Knotenstücken, Anschlußpunkten usw. sind zurzeit die wichtigste Aufgabe für Wissenschaft und Praxis. Den Konstrukteur bewegen im besonderen Fragen über die Art der Kraftverteilung einzelner Niete einer mehrreihigen und mehrnietigen Verbindung und über die Spannungsverteilung in einer Nietverbindung. Für ihn handelt es sich in erster Linie darum, aus den Ergebnissen solcher Versuche rechnerische Unterlagen für die richtige Formgebung und zweckmäßigste Gestaltung mehrnietiger Bauelemente zu gewinnen. Der Eisenbrückenbau z. B. verfügt über eine Reihe solcher Ergebnisse aus umfangreichen Versuchen z. B. von Bach, Rudeloff, Baumann und Höhn. Diese haben auch mich seinerzeit dazu angeregt, durch Zugversuche an Nietverbindungen aus Duralumin rein qualitativ nachzuweisen, wie z. B. die Kraftübertragung der einzelnen in Zugrichtung hintereinander angeordneten Niete ist. Es sollte dabei festgestellt werden, ob Zugkräfte in Längsrichtung der Nietbleche von allen Nieten gleichmäßig bei verschiedenen Belastungsstufen und verschiedener Nietteilung übertragen werden. Die gleichfalls in der genannten Forschungsarbeit veröffentlichten Ergebnisse bestätigen z. B. den von Höhn geführten Nachweis, daß die einzelnen Niete bei niedrigen Belastungsstufen ganz verschieden belastet sind, daß jedoch bei höheren Laststufen, und besonders kurz vor dem Bruch, infolge stärkerer Verdrückungen und Verformungen von Nietbolzen und Nietlöchern ein bestimmter innerer Ausgleich der ungleichen Belastungen und Formänderungen eintritt.

Ähnliche, jedoch eingehendere Versuche an Nietverbindungen dünner Bleche bringen verhältnismäßig große meßtechnische Schwierigkeiten mit sich. Vor allem wegen der kleinen Abmessungen solcher der Praxis weitgehend angepaßter Versuchsstücke. Im Eisenbrückenbau hat man es dagegen mit erheblich größeren Abmessungen entsprechender Knotenstücke zu tun, die die meßtechnische Durchführung eher unterstützen. Es sind deshalb Versuche, die Herr Dipl.-Ing. Hilbes zum Schluß seines Vortrages in Aussicht stellt, sehr begrüßenswert und für die Praxis von großem Nutzen.

Dr.-Ing. H. G. Bader: Im Zusammenhang mit den Ausführungen des Vortragenden über Nietverbindungen im Leichtbau möchte ich nur kurz eine Erleichterung für die rechnerische Praxis bekanntgeben. Es tritt gerade bei den beschränkten Abmessungen im Leichtbau besonders häufig der Fall eines exzentrischen Anschlusses von Stäben ein, d. h. es kommen neben den Kräften auch noch Drehmomente in das Knotenblech. Außer der durch die Kräfte verursachten gleichgerichteten und gleich großen Beanspruchung aller Niete treten dann verschiedene zusätzliche Beanspruchungen bei den einzelnen Nieten auf, die unabhängig davon, ob es sich um Lochleibung oder Scherung handelt, proportional dem Abstand des einzelnen Niets vom Schwerpunkt der Nietengruppe angenommen werden können. Der Beitrag jedes Niets zum Gesamtmoment der Nietengruppe, welches dem Moment der äußeren Kräfte gleich sein muß, ergibt sich durch Multiplikation der Kraft des Einzelniets mit seinem Hebelarm gegenüber dem Nietgruppen-Schwerpunkt, wächst also quadratisch mit dem genannten Abstand r. Man benötigt also für die Berechnung der Beanspruchung des gefährdetsten Niets das polare Trägheitsmoment der Nietquerschnitte, bezogen auf den Schwerpunkt der Nietengruppe. Diese Rechnung, die man bei größeren Flugzeugen einige hundertmal wiederholen muß, wurde bisher im allgemeinen skalar ausgeführt, wobei zunächst der Nietschwerpunkt und dann nach Ausmessung der Abstände der einzelnen Niete von diesem das Trägheitsmoment ermittelt wurde. Da man ohnedies an Hand der besonderen konstruktiven Verhältnisse die Nietanordnung innerhalb des Knotenbleches aufzeichnen muß, so liegt es nahe, die Rechnung graphisch

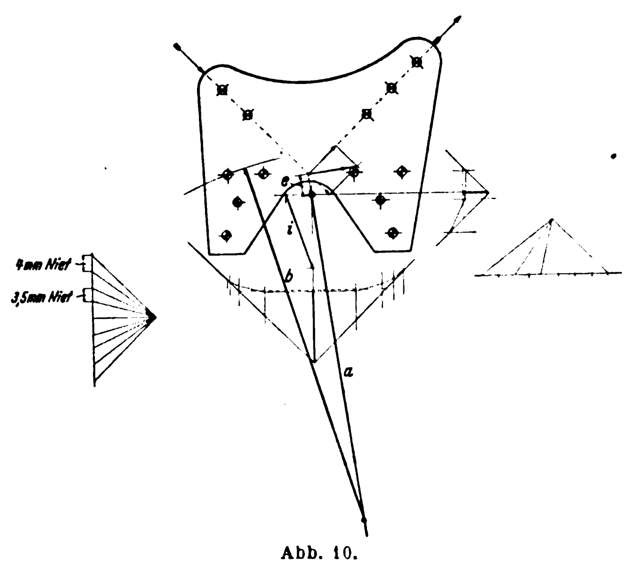


Abb. 10.

durchzuführen. Dabei ergeben sich besonders einfache und übersichtliche Verhältnisse, so daß man die zusätzliche Beanspruchung vielfach ohne genaue Durchführung des ganzen Verfahrens schätzungsweise ermitteln kann.

Man zeichnet lediglich für zwei zueinander senkrechte Achsen Seilecke, wobei im Kräfteplan statt der Kräfte der Einfachheit halber lediglich die Nietquerschnitte aufgetragen werden und der Horizontalzug, dessen Größe für die Berechnung gleichgültig ist, dadurch festgelegt wird, daß man die beiden Schlußlinien unter 45° zieht. Da es sich fast ausnahmslos um Gruppen von Nieten gleichen Durchmessers handelt, lassen sich die Seilecke schnell zeichnen und indem man sie schätzungsweise inhaltsgleich durch eine Wagerechte abschließt, ergibt sich der Trägheitsradius aus der Höhe des dadurch entstandenen gleichseitigen rechtwinkligen Dreiecks. Durch geometrische Addition der beiden Trägheitsradien für die zueinander senkrechten Achsen ergibt sich der polare Trägheitsradius i. Bezeichnet man mit R die Resultierende der äußeren Kräfte, mit F die Gesamtfläche der Nietengruppe, d. h. die Summe der Querschnitte bzw. der Leibungsflächen aller zur Gruppe gehörigen Nieten, mit e die Exzentrizität von R gegenüber dem Nietgruppenschwerpunkt, so ergibt sich die Beanspruchung jedes Niets aus der vektoriellen Addition der Beanspruchung durch Kraft und Moment:

$$\sigma = \frac{R}{F} \overset{\rightarrow}{+} \frac{R \cdot e}{F \cdot i^2} \cdot r.$$

Dabei liegt die Beanspruchung durch die Kraft in deren Richtung und die Beanspruchung durch das Moment senkrecht zum jeweiligen Abstand r. Bezeichne ich die Strecke i^2/e mit a so schreibt sich die Formel:

$$\sigma = \frac{R}{F} \cdot \frac{a \overset{\rightarrow}{+} r}{a} = \frac{R}{F} \cdot \frac{b}{a},$$

und wenn ich, wie nahe liegt, den Abstand r nunmehr graphisch als Maß der Beanspruchung selbst betrachte, brauche ich lediglich die Strecke a ebenfalls senkrecht zur Beanspruchung des Niets, also senkrecht zur Resultierenden R vom Nietgruppenschwerpunkt aus aufzutragen, um im Maßstab von r die jeweilige Beanspruchung aus der Vektorsumme von a und r zu erhalten. Diese Vektorsumme ist, wie aus der Skizze ersichtlich, am größten für das Niet mit dem größten Abstand b vom Endpunkt der Strecke a. (Denn da die Beanspruchungen der Nieten vektoriell addiert werden müssen, ist nicht ohne weiteres das Niet mit dem größten Abstand r vom Nietgruppenschwerpunkt am meisten gefährdet, wie gewöhnlich bei der skalaren Berechnung angenommen wird.) Das Streckenverhältnis b zu a ist also der Steigerungsfaktor für die Beanspruchung des gefährdetsten Niets gegenüber momentenfreiem Anschluß. Dieses Verhältnis läßt sich bei häufiger Durchführung der Rechnung leicht abschätzen, so daß die genaue Durchführung des graphischen Verfahrens ohne Bedenken oft gespart werden kann.

Dr.-Ing. K. Thalau: Innerhalb des »elastischen Bereiches« einer Nietverbindung erhalten die Einzelniete, je nach ihrer Lage, verschieden große Anteile der gesamten zu übertragenden Kraft, während kurz vor Erreichung der statischen Bruchlast im allgemeinen eine gleichmäßige Beanspruchung der Einzelniete vorliegt. Trotzdem ist es mit Rücksicht auf die oft vorhandene Wechselbeanspruchung derartiger Verbindungen nicht immer zulässig, die Bemessung der Anschlußniete nur auf Grund einer gleichmäßigen, statischen Lastverteilung vorzunehmen, sondern es muß dafür gesorgt werden, daß die bei einem bestimmten Betriebszustand am höchsten beanspruchten Niete nicht über ihre Ermüdungsfestigkeit hinaus beansprucht werden.

Die Schwierigkeiten dieser Berechnungsart liegen einerseits in der Annahme der Schwingungsamplitude, mit anderen Worten in der Feststellung der Höhe der statischen Last und der darüberzulagernden Wechsellast, anderseits in der Ermittlung der zulässigen Wechselbeanspruchung für derartige Verbindungselemente.

M. H. Bauer: Bei der Beurteilung der Nietverbindungen und der Ergebnisse damit angestellter Versuche ist nach meiner Ansicht zu berücksichtigen, wie diese Nietverbindungen hergestellt worden sind.

Der Herr Vortragende hat, falls ich es nicht überhört habe, keine Angabe über das Spiel gemacht, welches bei diesen Versuchen zwischen Loch und Niet vor dem Schlagen vorhanden war. Dieses Spiel und die Art der Nietung, ob durch Hämmern oder Pressen hergestellt, werden von Einfluß auf die Festigkeit der Nietverbindung sein, weshalb es von Wert ist, diesen Einfluß durch systematische Versuche zu klären. Man muß bei großem Spiel länger schlagen als bei kleinem, und es ist nicht sichergestellt, ob der ganze durch das Spiel geschaffene Hohlraum im Nietloch vor der Bildung des Schließkopfes ausgefüllt worden ist. Das gilt besonders für den Teil des Hohlraumes in der Nähe des Überganges des Nietschaftes in den Setzkopf.

Das Spiel wird auch die Festigkeit zur Aufnahme einer Kraft dienenden Nietreihe beeinflussen. Rechnerisch wird in einem solchen Falle von jedem Niet die gleiche Tragfähigkeit verlangt. In Wirklichkeit wird aber jedes Niet infolge seiner Herstellungsumstände eine andere Festigkeit haben und wohl selten werden bei Überlastung der Nietverbindung alle Niete einer Reihe zur gleichen Zeit abscheren. Gewöhnlich platzt ein Niet, und dann folgen wegen Überlastung die anderen nach.

Ich empfehle, aus den angebenen Gründen die Untersuchungen auch auf den Einfluß des Spieles auf die Festigkeit der Nietungen auszudehnen. Sie sind von Bedeutung für die Festlegung der Begrenzung des zulässigen Spieles in Nietlöchern.

Dipl.-Ing. Hilbes (Schlußwort): Zur Frage nach der Dauerfestigkeit von Nietverbindungen möchte ich bemerken, daß, solange das Verhalten der Werkstoffe insbesondere der Leichtmetalle bei Wechselbeanspruchung noch nicht einwandfrei geklärt ist, für die systematische Untersuchung ganzer Konstruktionsteile auf Ermüdung vorerst noch die erforderlichen Grundlagen fehlen.

Meine Untersuchungen über den Einfluß des Spieles zwischen Nietschaft und Lochwand haben gezeigt, daß innerhalb normaler Grenzen, d. h. vom Spiel $= 0$ bis ~ 10 vH des Nietdurchmessers, die Bruchlast keine merkliche Änderung erfährt. Dies erklärt sich dadurch, daß bei der Schließkopfbildung das Material des Nietschaftes so lange fließt, bis das Loch restlos ausgefüllt ist, d. h. bei der fertigen Vernietung besteht normalerweise kein Spiel mehr.

Die hier veröffentlichten Versuche über die Festigkeit von Einzelnietungen liefern natürlich erst die unerläßlichen Unterlagen für die Prüfung ganzer Knotenpunkte. Wie ich im Vortrage abschließend schon bemerkte, stehen die Untersuchungen ganzer Nietgruppen noch aus.

Es freut mich zu hören, daß die von Herrn Dr. Pleines bei der DVL angestellten Versuche zu ähnlichen Ergebnissen geführt haben wie die Aachener Untersuchungen. Hoffentlich werden wir bald Gelegenheit haben, genauere Vergleiche anzustellen.

XVII. Beitrag zur Frage der Beplankung von Flugzeugen.

Vorgetragen von J. Mathar, Aachen.

Zu den wichtigen und viel umstrittenen Gebieten des Flugzeugbaues gehört das Problem der Beplankung. Die Mannigfaltigkeit der Lösungen dieser Frage hat ihren Hauptgrund darin, daß die im Maschinen- und Brückenbau gesammelten Konstruktionserfahrungen fast gar nicht zu verwerten waren, da Blechdicken in Anwendung kommen mußten, die in anderen Baufächern unzulässig waren. Andererseits waren Berechnungsmethoden des dünnen Bleches, das schon bei sehr geringer Belastung ausknickt, nicht vorhanden. Erst in jüngster Zeit, besonders durch die Arbeiten von Prof. Wagner ist die theoretische Seite dieser Frage aufgegriffen und eingehend behandelt worden.

In den folgenden Ausführungen werde ich zunächst einige Bemerkungen über die Wellenzahl des ausknickenden und ausgeknickten Bleches machen und anschließend kurz die Hauptergebnisse der experimentellen Untersuchung eines Blechwandträgers behandeln.

a) Die Zahl und Form der Wellen eines glatten und in jüngster Zeit auch des gewellten Bleches beim Ausknicken ist in einer Reihe von Arbeiten teils theoretisch, teils experimentell behandelt. Hierbei ergibt für das glatte Blech die Rechnung in Übereinstimmung mit den Versuchen, daß beim reinen Schubversuch die Wellenlänge unabhängig ist von der Dicke des Bleches, und daß sie für eingespannte Bleche 1,6 mal Breite und für freiaufgelagerte Ränder 2,7 mal Breite ist. Die erste Oberwelle, die einen instabilen Zustand darstellt, hat zwei Halbwellen in der Breitenrichtung. Die Wellenlänge beträgt hierbei 1 mal Breite.

In den meist vorkommenden Fällen der Praxis, besonders bei dünneren Blechen sehen wir jedoch, daß die Faltenzahl sich von diesen angegebenen theoretischen Werten stark unterscheidet. Die Gründe hierzu liegen in der Ungenauigkeit, die durch Randeinflüsse, z. B. Nietungen hervorgerufen werden und in dem Vorhandensein bzw. Entstehen von Zusatzkräften in Richtung der Falten. Die Grundwelle, mit der Wellenlänge von 1,6 mal Breite läßt sich nur im exakten Versuche, wo keine anfänglichen Verformungen vorliegen, und keine zusätzlichen Kräfte in Richtung der Falten vorhanden sind, noch bei der Deformation entstehen können, erhalten; andernfalls ist die Wellenzahl immer größer.

Diese höhere Wellenzahl kommt bei anfänglich glatten, dünnen Beplankungsblechen in folgender Weise zustande. S (Abb. 1) sei das Versuchsstück, ein zwischen zwei Leisten fest eingespanntes Blech, das durch die beiden Kräfte P in der angegebenen Weise beansprucht wird.

Sind die beiden Ränder nicht gegeneinander gestützt, so wird sich bei der kritischen Scherspannung das Blech in Falten legen, deren Abstand gleich dem theoretischen, gleich 1,6 mal Leistenabstand ist. Diese Wellenzahl bleibt bei weiterer Erhöhung der Last bzw. Verschiebung erhalten.

Sind die beiden Ränder so gestützt, daß ihr Abstand während des ganzen Versuches konstant bleibt, so wird die Wellenzahl beim Ausknicken dieselbe sein wie vorher. Erhöhe ich jedoch die Verschiebung und damit die Wellenberge, so entsteht (Abb. 1) wegen der Blechwölbung eine Kraft senkrecht zu den Wellen, die die Größe der Auswölbung zu verringern sucht und bestrebt ist, den Zustand 1 über 2 und 3 in 4 überzuführen.

Aus Abb. 1 ist ersichtlich, daß die Wellenzahl sich bei der betreffenden zweiten kritischen Last verdreifachen muß. Eine exakte Verdreifachung wird in der Praxis wohl nie vorkommen, da die entstehenden ersten Wellen nie so

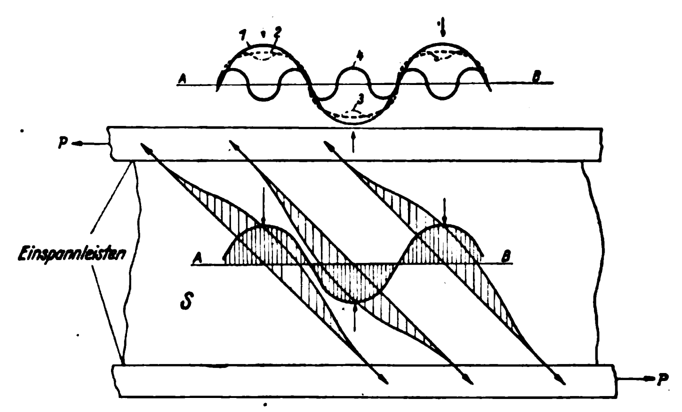


Abb. 1. Schematische Darstellung der Vergrößerung der Faltenzahl.

genau übereinstimmen, daß auf einmal der Umschwung stattfindet. Liegt die Übereinstimmung der ersten Wellen nicht vor, so werden die Wellen im ganzen abgeflacht, bis daß eine sich in zwei aufzulösen beginnt, die dann die nebenliegenden mit beeinflußt und die gesamten Erhöhungen etwas abschwächt, so daß wieder Gleichgewicht vorhanden ist.

Die Vergrößerung der Wellenzahl ist für den vorbeschriebenen Belastungszustand, also konstanter Leistenabstand in einem Gummimodellversuch wiedergegeben (Abb. 2 bis 5). Man sieht deutlich wie die Wellenzahl mit der Erhöhung der Verschiebung ansteigt.

Dieselben Erscheinungen, natürlich nicht in dieser Vervielfachung, lassen sich auch an festeren Körpern, wie Dural, Messing oder Stahl zeigen. Gummi ist nur gewählt worden, um die Erscheinungen anschaulicher zu machen.

Bedeutend höhere Werte, als die im beschriebenen Versuche nimmt die Wellenzahl dann an, wenn eine anfängliche Zusatzbelastung senkrecht zu P (Abb. 2) vorhanden ist, oder während des Versuchs größere Kräfte in Richtung der

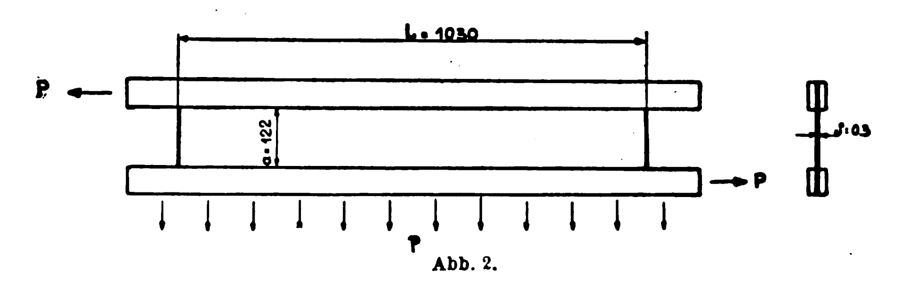


Abb. 2.

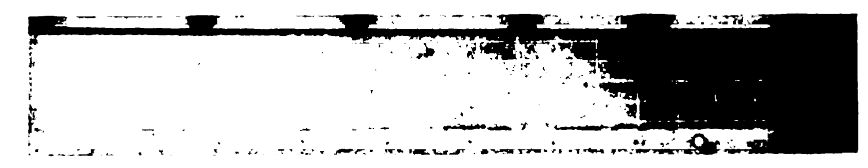


Abb. 3.



Abb. 4.

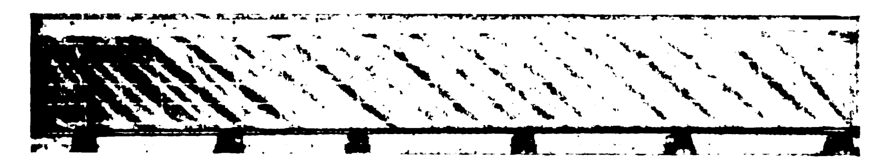


Abb. 5.

Abb. 2—5. Die Vergrößerung der Faltenzahl mit zunehmender Verschiebung (konstanter Leistenabstand).



Abb. 6.

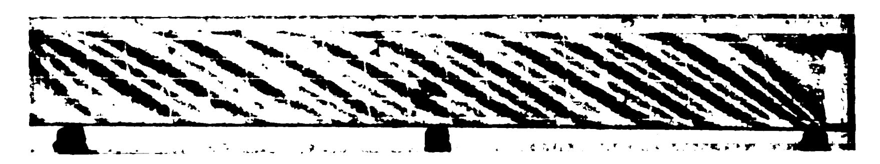


Abb. 7.

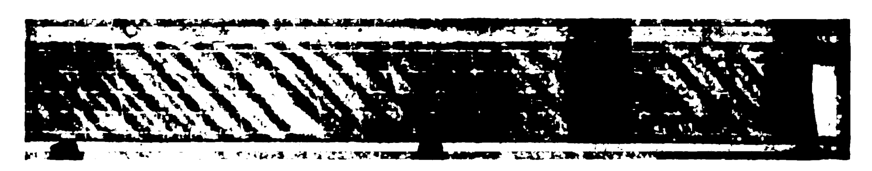


Abb. 8.

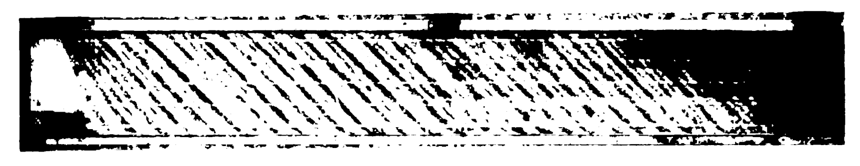


Abb. 9.

Abb. 6—9. Die Faltenzahl in Abhängigkeit von der Zusatzbelastung p (Abb. 2).
Abb. 6 $p = 0{,}0025$, Abb. 7 $p = 0{,}004$, Abb. 8 $p = 0{,}01$, Abb. 9 $p = 0{,}08$ kg/cm.

Falten entstehen als beim Verschiebungsversuch mit parallel geführten Einspannleisten, ein Fall, der z. B. an der Zugseite eines normalen Blechwandträgers vorliegt.

Die Änderung der Wellenzahl in Abhängigkeit von der anfänglichen Zusatzbelastung senkrecht zu P ist ebenfalls an einem Gummimodell untersucht worden. Das Versuchsobjekt ist für die einzelnen Zusatzbelastungen im Schaubilde in den Abb. 6 bis 9 und die zahlenmäßige Abhängigkeit der Wellenzahl von der Zusatzbelastung in Abb. 10 wiedergegeben. Die Abb. 10 zeigt, daß für $p = 0$ (Abb. 2) die Wellenzahl auf den theoretischen von Southwell errechneten Wert auskommt. Mit steigender Zusatzbelastung nimmt dann die Wellenzahl in der in der Kurve dargestellten Weise zu.

Da, wie leicht einzusehen, die zweite kritische Last um so tiefer liegt, je dünner das Blech ist, ergibt sich für das Blech mit sehr geringer Biegungssteifigkeit, daß seine Wellenlänge beim einfachen Schubversuche im Falle des Ausknickens gleich 1,6 mal Breite ist, daß sie aber dann bei konstantem Abstande der Leisten und noch bedeutend mehr beim Vergrößern des Abstandes erheblich schnell abnehmen und für Blech mit der Biegungssteifigkeit Null unendlich klein werden muß.

b) Ein Überblick über die gesamte Blechbauweise zeigt, daß ein großer Teil aller Aufgaben auf das Verhalten eine Trägers, bestehend aus durchlaufenden Holmen, dünnes Stegblechen und Vertikalstäben zurückgeführt werden kann, so z. B. die Wände einer Rumpfblechkonstruktion, die Beplankung eines Flügels bei Stirndruck, der Unterteil der Spantenkonstruktion bei Rumpfbooten und anderes mehr.

Die Dimensionierung eines Blechwandträgers ist in einer Arbeit von Wagner ausführlich theoretisch behandelt. Die folgenden Abhandlungen haben den Zweck, diese theoretischen Ergebnisse in einigen Punkten durch den Versuch zu ergänzen und gleichzeitig eine Reihe die Praxis interessierender Fragen zu beantworten.

Die Dimensionierung des vorliegenden Trägers geschah mit Rücksicht auf die Mehrzahl ausgeführter Bauteile ähnlicher Art, wie Rumpfwände, Spantenunterteile usw., also Bauglieder, bei denen die Einzelelemente in erster Linie die Vertikalstäbe mit Rücksicht auf örtliche Beanspruchungen oder anders geartete Kräfte wie beim normalen Träger erheblich größer dimensioniert sein müssen, als es für den einfachen Träger ökonomisch ist.

Die gewählten Abmessungen des Trägers ergeben sich aus Abb. 11. Die Holme haben denselben Querschnitt wie die Vertikalstreben, die Dicke des Bleches ist 0,2 mm.

Die Versuche fanden insgesamt innerhalb eines Belastungsbereichs statt, bei dem an keiner Stelle eine meß-



bare bleibende Formänderung festgestellt werden konnte. Die verwandten Meßinstrumente waren hauptsächlich die Meßuhr von Zeiß und der Huggenberger Tensometer. Die Belastung geschah durch Einzellast am Ende.

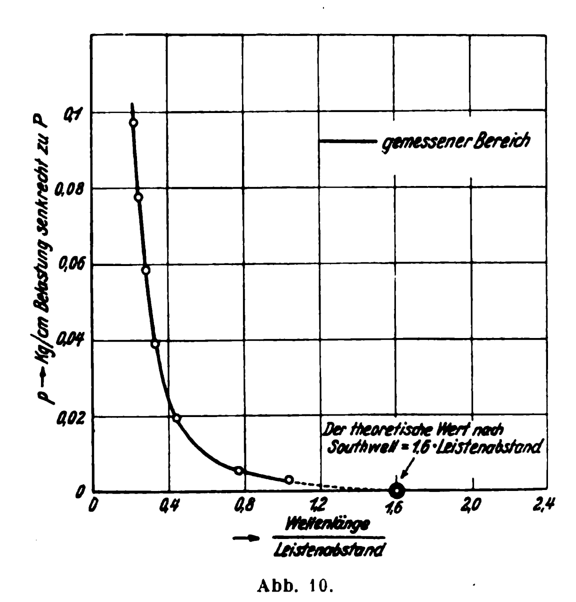


Abb. 10.

Die Punkte, über die der Versuch Auskunft geben sollte, waren folgende:

α) Welchen Einfluß hat die Zahl der Vertikalstäbe auf die Steifigkeit eines Blechwandträgers?
Eine Betrachtung mancher Blechkonstruktionen zeigt nämlich, daß das Verhältnis von Trägerhöhe zu Feldweite den Wert von 1 stark unterschreitet. Es widerspricht dies natürlich einer vernünftigen Bauweise. Die Kenntnis des Einflusses hat für den Konstrukteur jedoch Interesse.

β) Welchen Einfluß hat die Vernietung des Bleches an den Vertikalstäben auf die Steifigkeit des Trägers?

γ) Welchen Einfluß haben Knotenbleche zwischen Vertikalstreben und Holmen. Sind diese überflüssig oder steht die Erhöhung der Steifigkeit in einem unrationalen Verhältnis zu dem Gewichtszuwachs?

δ) Welches ist die wirkliche Spannungsverteilung im Blech, in den Vertikalstreben und Holmen bei vorliegendem Blechwandträger?

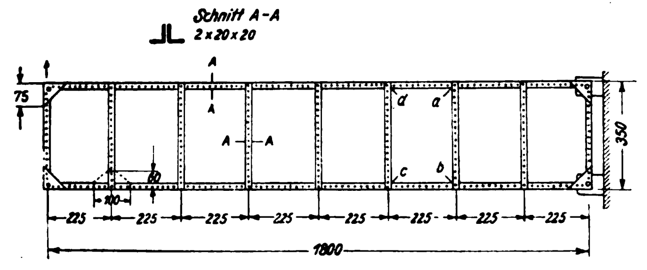


Abb. 11. Der untersuchte Blechwandträger.

Zur Klärung dieser Fragen wurden an dem Träger folgende Untersuchungen durchgeführt.

1. Das Blech ist an den Vertikalstreben nicht befestigt, die entstehenden Wellen können ungestört unter den Vertikalstäben durchlaufen. Die Vertikalstäbe sind mit den Holmen gelenkig verbunden. Die Versuche finden mit 1, 3 und 7 Vertikalstäben statt.

Die Versuche zeigen, daß zwischen Last und Durchbiegung keine Proportionalität besteht, wenn der Vertikalstrebenabstand größer ist als die Trägerhöhe. Vergleiche hierzu Abb. 12, wo die Belastungsdurchbiegungslinien für Null, eins, drei und sieben Vertikalstäben wiedergegeben sind. Aus der Abb. 12 ersieht man, daß die Belastungsdurchbiegungslinien für sehr geringe Lasten fast übereinstimmen; der Grund dieser Übereinstimmung ist der, daß für diese geringen Lasten einesteils ein großer Teil des Bleches nicht ausgeknickt ist, andererseits in ausgeknicktem Be-

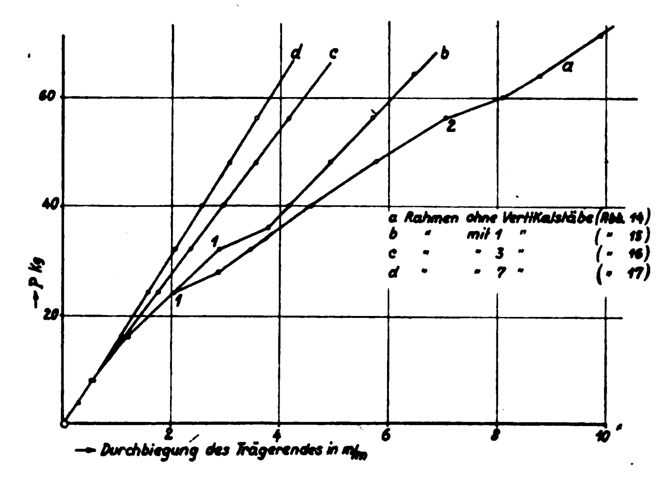


Abb. 12. Die Durchbiegung des Trägerendes in Abhängigkeit von der Belastung für 0 (Linie *a*), für 1 (Linie *b*), für 3 (Linie *c*), für 7 (Linie *d*) Vertikalstäbe.

reiche die entstehenden Zugfalten anfänglich dieselbe Richtung haben. Bei Vergrößerung der Last springt dann plötzlich die Zugfalte in eine schrägere Lage, die Belastungs-Durchbiegungslinie macht einen Sprung und die Steifigkeit des Trägers sinkt. (Linie *a* Punkt 1 und 2, Linie *b* Punkt 1.)

Die Zugdiagonalen im Bleche laufen (Abb. 13 bis 17) von Feldecke zu Feldecke bis der Vertikalstrebenabstand gleich Holmhöhe geworden ist. Bei weiterer Erhöhung des Vertikalstrebenabstandes halten sie ungefähr ihre 45°-Richtung bei.

Die für die verschiedene Anzahl der Vertikalstreben ermittelten Enddurchbiegungen sind in Abb. 18 wiedergegeben. Als konstante Last sind 60 kg gewählt. Als Durchbiegungswert ist nicht der aus der Belastungsdurchbiegungslinie abgegriffene Wert bei 60 kg genommen, sondern das letzte lineare Stück der Durchbiegungslinie ist bis zur Nulllast verlängert und der so entstehende Durchbiegungswert abgegriffen. Durch dieses Verfahren trägt man dem Umstand Rechnung, daß die verwandte Belastung im Verhältnis zu den sonstigen im Flugzeugbau üblichen sehr gering ist. Bedeutend höhere Belastungen konnten bei den Versuchen nur schwierig in Anwendung kommen, da dann die Angaben der Meßinstrumente weniger sicher waren. Wie zu erwarten, sinkt die Durchbiegung in Abhängigkeit von der Vertikalstrebenzahl anfänglich sehr rasch, um sich später einem konstanten Wert zu nähern.

2. Das Blech ist an den Vertikalstäben nicht befestigt, die Vertikalstäbe aber mit Knotenblechen an den Holmen. Die Versuche finden wiederum mit 1, 3 und 7 Vertikalstäben statt. Es zeigt sich, daß die Durchbiegungen in Abhängigkeit von der Strebenzahl natürlich einen ähnlichen Verlauf nehmen, die Werte jedoch erheblich kleiner sind (Abb. 18).

3. Das Blech wird mit den Vertikalstäben fest und die Vertikalstäbe mit den Holmen gelenkig verbunden. Die Messungen sind ähnlich wie bei 1 und 2. Das Hauptergebnis ist, daß die Durchbiegungen sich von denen des Falles 2 wenig unterscheiden, stark jedoch von denen des Falles 1 (Abb. 18). Die Blechwellen laufen natürlich jetzt nicht mehr durch, sondern sind an den Vertikalstäben unterbrochen. Die Vertikalstäbe nehmen bei der Deformation den bekannten S-förmigen Verlauf an, die Eckensteifigkeit wird durch das Stegblech bewirkt.

4. Das Blech ist mit den Vertikalstäben verbunden und die Vertikalstäbe mit Knotenblechen an den Holmen befestigt. Die Messung der Enddurchbiegungen ergibt, daß die Werte um ungefähr 10% geringer sind als im Falle 3

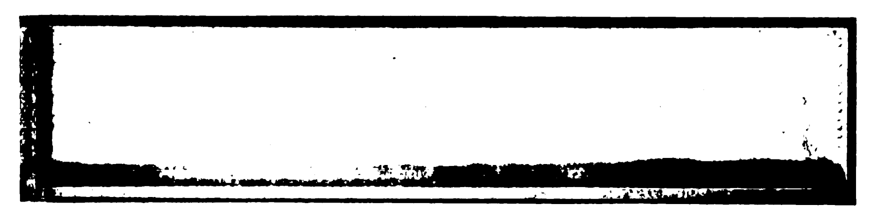


Abb. 13.

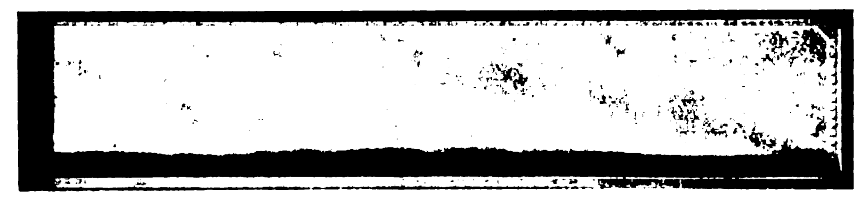


Abb. 14.

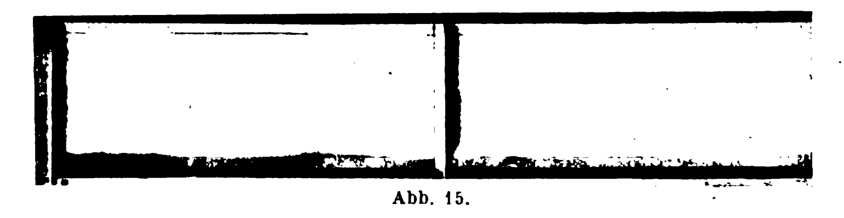


Abb. 15.

Abb. 16.

Abb. 17.

Abb. 13—17. Die Richtung der Zugfalten im Stegblech für 0, 1, 3 und 7 Vertikalstäbe.

(Abb. 18). Der Gewichtszuwachs durch die Knotenbleche betrug 12% gegenüber Fall 3. Im Anschlusse hieran wurden die Spannungen und Deformationen in einem Trägerfelde und der Spannungsverlauf über die ganzen Holme ermittelt. Die Lage des ausgemessenen Feldes *a*, *b*, *c*, *d* ergibt sich aus Abb. 11. Die gefundenen Versuchswerte zeigt in starker Vergrößerung Abb. 19.

Eine genauere Betrachtung der in Abb. 19 wiedergegebenen Felddeformationen ergibt folgendes: Der Oberholm ist gezogen, und seine mittlere Spannung über die Strecke *b*, *c* beträgt der auf Schwerpunktlinie der Winkel 120 kg/cm². In der Nähe der vier Ecken ist natürlich die Spannung geringer, da der Querschnitt durch die Knotenbleche vergrößert wird. In der Mitte der beiden Knotenbleche beträgt die ermittelte Spannung 136 kg/cm². Die nach der vorher erwähnten Rechnung von Prof. Wagner sich ergebende Spannung beträgt 120 kg/cm². Die Spannung im Druckholm beträgt in der Mitte der beiden Knotenpunkte, gemessen auf der Schwerpunktslinie der Winkel, 147 kg/cm². Die rechnerische Druckspannung nach erwähnter Arbeit ist gleich 156 kg/cm². Da der Ober- und Unterholm durch die Eckbleche eckensteif mit den Vertikalstreben verbunden ist, nehmen die Durchbiegungslinien von Ecke zu Ecke einen S-förmigen Verlauf. Die Vertikalstäbe erhalten eine Druckspannung von 18 kg/cm² gegenüber 22,5 kg/cm² nach erwähnter Rechnung.

Da die Meßapparate nur auf den Holmen und Vertikalstäben aufgesetzt werden konnten, wurde im Blech eine mittlere reduzierte Spannung ermittelt, deren Wert an den vier Ecken in Abhängigkeit von der Winkellage angegeben ist. Die Maximalspannung tritt an Stelle *b* für dieses Feld unter einem Winkel $\varphi = 36^\circ$ auf und beträgt 172 kg/cm². Die Spannung parallel zu den Holmen ist geringer, sie kann jedoch im Felde des größten Momentes den größeren Wert annehmen. Der rechnerische Wert der Blechbeanspruchung nach erwähnter Arbeit beträgt 180 kg/cm².

Das Hauptergebnis der daran anschließend ermittelten Spannungen über den Zug- und Druckholm ist kurz gesagt, daß die gemessenen Spannungen sich um weniger als 10 % von den nach erwähnter Arbeit errechneten Spannungen unterscheiden.

Daran anschließend wurden rein vergleichshalber die Durchbiegungen des Trägers mit denjenigen eines Fachwerkträgers, der durch Herausschneiden des Stegbleches entstanden ist, verglichen. Die Durchbiegungen sind natürlich unverhältnismäßig größer, zum Beispiel ist der Blechwandträger mit 7 Vertikalstäben 6 mal steifer als der Träger, bei dem das Blech entfernt ist.

Zum Schlusse wurden die Durchbiegungen und Spannungen des Blechwandträgers mit denen eines Fachwerkträgers verglichen. Für die Holme des Fachwerkträgers wurden natürlich dieselben Querschnitte verwandt wie beim Blechwandträger. Die Dimensionierung der Vertikalstäbe und der unter 45° verlaufenden Diagonalstäbe geschah unter dem Gesichtspunkt der Gewichtsgleichzeit des Blech- und Fachwerkträgers. Dies ergab, daß die Diagonal- und Vertikalstäbe denselben Querschnitt erhielten wie die Holme. Einer rationellen Bauweise entspricht diese Dimensionierung natürlich nicht, aber als Vergleich zum ähnlich gebauten Blechwandträger ist sie angängig.

Der Versuch ergibt, kurz gesagt, daß die Durchbiegung des Fachwerkträgers um 15% geringer ist als die Durchbiegung des erwähnten starrsten Blechwandträgers und daß die Holmspannungen des Blechwandträgers sich um weniger als 5% von denen des Fachwerkträgers unterscheiden.

Aussprache:

Prof. Herbert Wagner: Der Vortrag des Herrn Dr. Mathar hat mich aus zwei Gründen sehr gefreut. Einmal, weil ich daraus ersehe, welche Bedeutung das Aachener Institut den Fragen des Spannungszustandes in ausgeknickten Blechen beimißt, und andererseits, weil die Versuchsergebnisse vor allem hinsichtlich des Spannungsverlaufs in so guter Übereinstimmung mit meiner theoretischen Überlegung stehen. Letzteres habe ich nach meinen Versuchen bei der Firma Rohrbach mehr oder weniger erwartet.

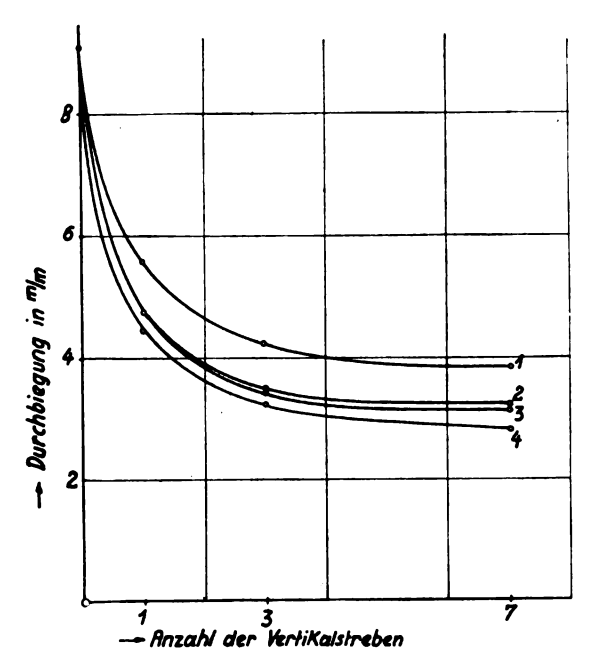


Abb. 18. Die Durchbiegungen des Trägerendes für 0, 1, 3 und 7 Vertikalstäbe ($P = 60$ kg).

Linie 1. Die Vertikalstäbe sind mit den Holmen gelenkig verbunden, das Blech ist an den Vertikalstäben nicht befestigt.
Linie 2. Die Vertikalstäbe sind durch Knotenbleche mit den Holmen verbunden, das Blech ist an den Vertikalstäben nicht befestigt.
Linie 3. Die Vertikalstäbe sind mit den Holmen gelenkig verbunden, das Blech ist an den Vertikalstäben befestigt.
Linie 4. Die Vertikalstäbe sind durch Knotenbleche mit den Holmen verbunden, das Blech ist an den Vertikalstäben befestigt.

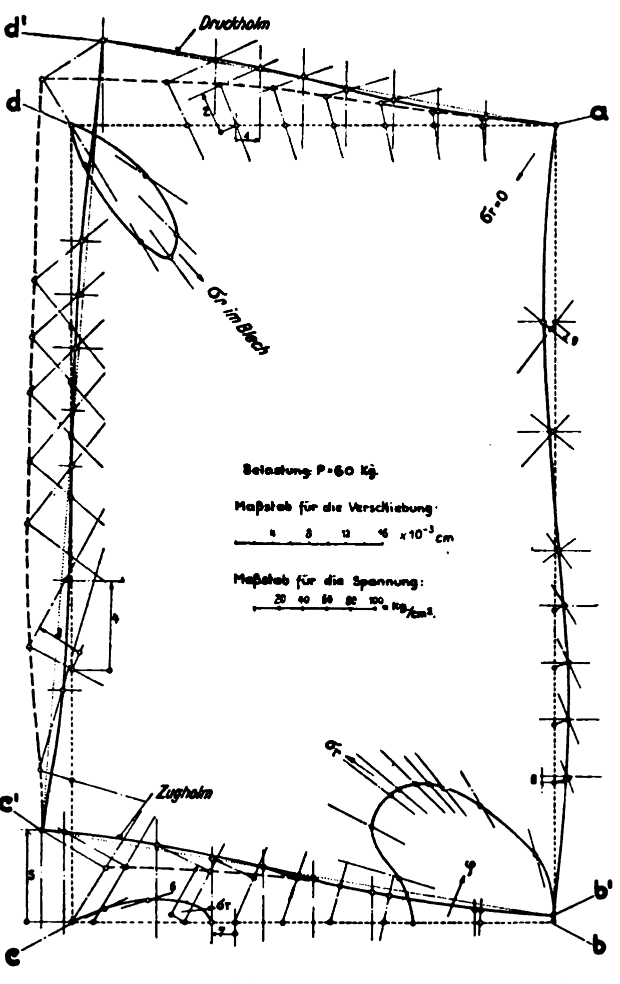


Abb. 19. Spannungen und Verschiebungen im untersuchten Trägerfelde a, b, c, d (Abb. 11).

Zu einigen Punkten, die mir am Vortrag aufgefallen sind, möchte ich etwas bemerken.

Es ist mir aufgefallen, daß die Belastung der Blechwand bei den gezeigten Versuchen immer sehr gering war im Vergleich zur Festigkeit der Blechwand. Und da der Grenzfall des Zugdiagonalfeldes um so besser mit der Wirklichkeit übereinstimmt, je höher die Belastung ist, möchte ich annehmen, daß die Unterschiede, die Herr Dr. Mathar zwischen der rechnerischen und der gemessenen Steifigkeit fand, bei höherer Belastung noch geringer sein würden.

In einer Abbildung zeigte uns Herr Dr. Mathar die Abhängigkeit der Steifigkeit des Trägers vom Abstand und der Ausführungsart der Vertikalstäbe. Dabei zeigt sich, auch in Übereinstimmung mit meinen Überlegungen, daß bei nicht zu großem Abstand der Vertikalstäbe die Steifigkeit sehr schnell einem Grenzwert zustrebt, so daß die Steifigkeit dann nahezu unabhängig ist vom Abstand und der Ausführungsform der Vertikalstäbe. Nur bei einer Ausführungsform (Vertikalstäbe ohne Knotenblech und nicht mit der Blechwand verbunden) ist die Steifigkeit auf einmal sehr viel geringer. Ich kann mir dies nicht erklären. Sollte dieses Herausfallen der einen Ausführungsart nicht doch auf eine Ungenauigkeit der Versuche zurückzuführen sein? Die Klärung dieses Punktes scheint mir wichtig zur Beantwortung der Frage des Einflusses der Vernachlässigung der Biegungssteifigkeit im ausgeknickten Blech.

Herr Dr. Mathar sagte, daß beim Beginn des Ausknickens des Bleches die Zahl der Falten mit den Ergebnissen der Knicktheorie für auf Schub beanspruchte Bleche angenähert übereinstimmt. Er meinte, daß sich bei steigender Belastung dann eigentlich aus jeder Falte drei Falten bilden müßten, daß er aber bei seinen Versuchen festgestellt habe, daß sich aus jeder Falte zwei neue bilden. Keine dieser beiden Aussagen entspricht meiner Ansicht und meinen Versuchserfahrungen.

Bei schmalem und langem Feld nimmt meiner Ansicht nach die Breite der Falten ganz kontinuierlich mit steigender Belastung ab, die Zahl der Falten ebenso gleichmäßig zu (z. B. von 9 auf 10, dann auf 11 usw.). Ich werde in nächster Zeit eine Versuchsarbeit über solche Zugdiagonalenfelder veröffentlichen und mich dort auch mit dieser Frage befassen. Hier möchte ich nur darauf hinweisen, daß ich schon seinerzeit, als ich noch bei der Firma Rohrbach war, eine Rechnung über den Spannungs- und Deformationszustand in ausgeknickten Blechen bei Berücksichtigung der Biegungssteifigkeit des Bleches ausgeführt habe und daß auch diese Rechnung die stetige Abhängigkeit der Faltenbreite von der Belastung ergibt.

Da mich Herr Prof. Reißner soeben fragt, wie diese Rechnung ausgeführt war, möchte ich dies kurz mitteilen.

Als gegebene Größen nehme ich folgende Deformationsgrößen der Ränder des Blechfeldes an:

1. die gegenseitige Verschiebung der beiden Holme in Holmrichtung (infolge der Querkraft), oder genauer, dieses Verschiebungsmaß geteilt durch den Abstand der Holme; das ist der Verschiebungswinkel γ;
2. die Dehnung der Holme ε_x;
3. die Änderung des Abstandes der Holme, geteilt durch den Abstand der Holme (ε_y).

Zu jedem solchen durch γ, ε_x, ε_y charakterisierten Deformationszustand gehört bei gegebener Blechstärke eine bestimmte Form der Faltenbildung. Um diese zu berechnen, führe ich als Unbekannte die Faltenbreite b, den Richtungswinkel α der Falten, die größte Tiefe t der Falten in der Mitte des Trägers und einige Parameter a_1, a_2 . . . ein, welche den Verlauf der größten Tiefe der Falten längs der Höhe des Trägers charakterisieren (z. B. das Verhältnis der Koeffizienten der Fourierschen Reihe, durch die man diesen Verlauf darstellen kann).

Man kann nun die Formänderungsarbeit des Trägers in Abhängigkeit von den gegebenen und den unbekannten Größen darstellen. Diese Formänderungsarbeit besteht aus zwei Teilen, der Formänderungsarbeit der Biegungsspan-

nungen und der Formänderungsarbeit der mittleren Längs- bzw. Schubspannungen, also $A = A_b + A_m = A_b$ (γ, ε_x, ε_y; b, α, t, a_1, a_2) + A_m (γ, ε_x, ε_y; b, α, t, a_1, a_2).

Nach dem Satz vom Minimum der Formänderungsarbeit stellt sich nun bei gegebenem γ, ε_x, ε_y ein solcher Deformationszustand ein, daß hinsichtlich einer Variation von b, α, t, a_1, a_2 . . . die Formänderungsarbeit A ein Minimum wird. Wir differenzieren folglich $A = A_b + A_m$ nach jeder der unbekannten Variablen und erhalten dadurch, daß wir diese Differentiale gleich Null setzen, so viele Gleichungen wie unbekannte Variable da sind. Wir können folglich aus diesen Gleichungen die unbekannten, die Form der Falten charakterisierenden Größen berechnen.

Ich habe diese Rechnung nicht veröffentlicht, weil sie meinen eigenen Anforderungen an Exaktheit nicht genügt. Es ist nämlich nicht ganz leicht, die mittleren Spannungen des Blechs in Abhängigkeit von b, α, t, a_1, a_2 . . . darzustellen, d. h. A_m zu berechnen. Ferner sind die Gleichungen durchaus nicht linear in bezug auf die Unbekannten, so daß man, um nicht allzu komplizierte Lösungen zu erhalten, die Zahl und auch die Art der Unbekannten gewissen Einschränkungen unterwerfen muß.

Da aber jedenfalls A_b und A_m, wie leicht einzusehen, ganz stetig von der Faltenbreite b abhängen, so muß auch, wie ich früher gesagt habe, bei stetig wachsender Belastung (z. B. stetig wachsendem γ) die Breite der Falten stetig abnehmen.

Dr.-Ing. Mathar (Schlußwort): Zu den Ausführungen des Herrn Prof. Wagner möchte ich folgendes bemerken: Ich glaube nicht, daß bei Vergrößerung der Last die Kurve 1 in Abb. 18 sich der Kurve 2 nähern wird, solange man im elastischen Gebiete bleibt. Selbst bei einer Verfünffachung der Last gegenüber den vorliegenden Belastungen sind die Durchbiegungen (7 Vertikalstäbe) noch proportional der Last, also das Verhältnis von Kurve 1 und 2 dasselbe. Im übrigen ist schon bei der vorliegenden Belastung von 60 kg das Blech an fast allen Stellen ausgewölbt, also kann der Unterschied der beiden Kurven bei höherer Last nur unmerklich kleiner werden. Bezüglich der Differenz der Kurve 1 und 2 gegenüber 3 und 4 in Abb. 18 sei folgendes gesagt. Der Unterschied zwischen 1 und 2 ist in erster Linie bedingt durch die Knotenbleche, die eine Verbiegung der Vertikalstäbe und eine zusätzliche Verwellung der Holme zur Folge haben. Einen geringen Einfluß auf die Steifigkeit des Trägers wird noch der Umstand mit sich bringen, daß bei Verwendung von Knotenblechen ein Durchbiegen der Holme zwischen zwei Vertikalstäben mehr verhindert wird als im Falle 1. Im Falle 3 sind aber durch die Befestigung des Bleches an den Vertikalstäben die Deformationen der Vertikalstäbe ähnlich denjenigen des Falles 2, und demnach ist durch Hinzunahme von Knotenblechen (Fall 4) eine geringere Vergrößerung der Steifigkeit zu erwarten als im Falle 2 gegenüber 1. Bezüglich der Erhöhung der Wellenzahl des ausgeknickten Bleches — ein Problem, das nach meiner Ansicht übrigens nicht mit linearen Diffentialgleichungen zu lösen ist — wiederhole ich nochmals, daß die erwähnte Verdreifachung nur im exakten Falle, wo die Wellen vollständig übereinstimmen, möglich ist und eintreten muß. In allen praktischen Fällen jedoch, wo natürlich diese Übereinstimmung nicht vorhanden ist, wird stets eine stetige Erhöhung der Wellenzahl auftreten, wie sie in Abb. 10 wiedergegeben ist. Zu diesen letzten Fällen gehört auch der von Herrn Prof. Wagner geschilderte, bei dem zwei freie Ränder vorhanden sind, an denen sich zuerst eine neue Welle zu bilden beginnt, die alle übrigen mit beeinflußt.

XVIII. Schwingungen von Flugzeugflügeln.

Vorgetragen von H. G. Küssner, Berlin-Adlershof.

Die Festigkeit unserer Flugzeuge hat man durch Erfahrungen den Beanspruchungen in der Luft und am Boden weitgehend anpassen können. Die Steifigkeit der einzelnen Bauteile wurde dabei weniger beachtet. Schwingungserscheinungen an Flugzeugen, deren Ursache geringe Steifigkeit der Bauteile ist, wurden daher häufig beobachtet. Wir können jedoch Steifigkeitsforderungen als Bauvorschriften nur so weit stellen, als diese Schwingungserscheinungen erforscht werden.

Während die durch Massenkräfte des Motors angeregten Schwingungen in der Regel leicht zu beseitigen sind, erwiesen sich die durch Luftkräfte angefachten Schwingungen der Flugzeugflügel als sehr gefährlich, da ihre Anregung aus der kinetischen Energie des ganzen Flugzeugs stammt.

Bei einer gewissen kritischen Geschwindigkeit gerieten die Flügel mancher Flugzeuge in starke Schwingungen, die in vielen Fällen zum Bruch und Absturz führten, wie Sie es im Vortrage des Herrn v. Köppen gehört haben. Über die Entstehungsursachen dieser Schwingungen war man lange Zeit im Unklaren. Ansätze zu ihrer mathematischen Behandlung hat als erster Birnbaum in seiner Dissertation Göttingen 1922 geliefert. Sie waren grundlegend für die in der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt durchgeführten Untersuchungen, die in der Luftfahrtforschung 1928, 1. Bd., Heft 1, 1929, 4. Bd., Heft 2 sowie in der Zeitschrift für Technische Physik 1929, Heft 9 veröffentlicht sind. Ich will daher hier nur auf das Wesentliche eingehen.

Der Strömungsverlauf um den schwingenden Flügel wird davon abhängen, welchen Weg in Flugrichtung der Flügel bei einer Schwingung zurückgelegt, d. h. welche Wellenlänge die Schwingung hat. Ist die Wellenlänge größer als 20 Flügeltiefen, so wird sich eine annähernd stationäre Strömung um den Flügel ausbilden, die man leicht berechnen kann. Diese Voraussetzung haben Blenk und Liebers für ihre Untersuchung gekoppelter Flügelschwingungen verwendet.

Die angefachten Flügelschwingungen von Flugzeugen sind jedoch in der Regel kurzwellig und haben Wellenlängen von nur $2 \div 6$ Flügeltiefen. Ich habe daher die instationäre Strömung um den schwingenden Flügel exakt untersucht unter der Annahme ebener, paralleler Luftströmung und harmonischer Schwingungen.

Eine ebene, im Luftstrom schwingende Platte denken wir uns in ihrer Wirkung durch eine Anzahl gebundener Wirbel ersetzt, welche ebenso wie die Flügelbewegung harmonische Funktionen der Zeit seien. Der schwingende Flügel erzeugt nun ständig freie Wirbel, welche mit dem Luftstrom wegschwimmen und aus dem Satz von der Erhaltung der Wirbelstärke aus den gebundenen Wirbeln leicht berechenbar sind.

Wir bestimmen nun die Strömungsgeschwindigkeit an der Flügelkontur nach dem Biot-Savartschen Gesetz durch Integration der Wirbelwirkungen und vergleichen sie mit der tatsächlichen Flügelbewegung. Aus diesem Vergleich erhalten wir die gesuchte Verteilung der gebundenen Wirbel und damit die auf den schwingenden Flügel wirkenden Luftkräfte und Momente.

Mit der Berechnung der Luftkräfte ist aber erst eine Seite unseres Problems behandelt. Die angefachten Flügelschwingungen entstehen durch Zusammenwirken der Luftkräfte, Massenkräfte und elastischen Kräfte. Es galt nun, ein geeignetes Kriterium für ihre Entstehung zu finden.

Es kommt darauf an, zu entscheiden, wann endliche Amplituden entstehen können; denn das weitere Anwachsen der Amplituden bis zum Bruch erfolgt erfahrungsgemäß sehr rasch. Da sämtliche auf den Flügel wirkenden Kräfte harmonische Funktionen der Zeit sind und den Schwingungsamplituden proportional sind, erhält man ein homogenes lineares Gleichungssystem für die Amplituden. Sollen endliche Amplituden entstehen, so muß die Nennerdeterminante dieses homogenen linearen Gleichungssystems verschwinden.

Die Baustoffdämpfung wird bei diesem Schwingungskriterium dadurch berücksichtigt, daß man sich bei einer Schwingung die elastischen Spannungen den Formänderungen um einen kleinen Winkel voreilend denkt, etwa 1 bis 4°. Dieser Winkel ist $1/\pi$ des üblichen logarithmischen Dekrements.

Ich zeige Ihnen nun die Matrix sämtlicher auf den Flügel wirkenden harmonischen Kräfte, und zwar für einen Flügel mit frei mitschwingendem Querruder.

A: Schlagampl.	B: Flügeldrehampl.	C: Ruderdrehampl.
$v^2 k_a - v^2 \mu + p\, e^{ig}$	$v^2 k_b - v^2 \mu \sigma$	$v^2 k_c - v^2 \mu_1 \sigma_1$
$v^2 m_a - v^2 \mu \sigma$	$v^2 m_b - v^2 \mu (\varkappa^2 + \sigma^2) + q\, e^{ih}$	$v^2 m_c - v^2 \mu_1 (\varkappa_1^2 + \sigma_1^2 + \sigma_1 \zeta)$
$v^2 n_a - v^2 \mu_1 \sigma_1$	$v^2 n_b - v^2 \mu (\varkappa_1^2 + \sigma_1^2 + \sigma_1 \zeta)$	$v^2 n_c - v^2 \mu_1 (\varkappa_1^2 + \sigma_1^2)$
Luft-, Massen-, elast.	Luft-, Massen-, elast.	Luft-, Massenkraft

Stabilitätskriterium für das ebene Problem.

Sie erkennen den symmetrischen Aufbau und die regelmäßige Anordnung der Vorzeichen; am Anfang jeder Spalte die Luftkräfte, in der Mitte die Massenkräfte und hinten, jedoch nur in der Diagonale, die elastischen Kräfte mit den dämpfenden Phasenverschiebungen g, h.

Schwingungen endlicher Amplituden sind dann möglich, wenn diese aus komplexen Zahlen gebildete Matrix verschwindet. Aus den beiden Gleichungen, die sich aus dem Verschwinden des reellen und imaginären Teils der Determinante ergeben, habe ich die Schwingungsfrequenz und die kritische Geschwindigkeit bestimmt.

Hier folgte ein kurzer Trickfilm, um eine anschauliche Vorstellung dieser Schwingungsvorgänge geben.

Die vorhin entwickelte Lösung galt exakt für das ebene Strömungsproblem. Beim schwingenden Flugzeugflügel endlicher Spannweite wird die dreidimensionale Strömung im ganzen ähnlich verlaufen wie beim zweidimensionalen ebenen Problem. Wir denken uns daher näherungsweise die räumliche Strömung in parallele ebene Elemente zerlegt, welche sich gegenseitig der raschen Zirkulationsänderungen wegen wenig stören werden. Die Matrix des räumlichen Flügels für zwei Freiheitsgrade sieht dann ähnlich aus wie die soeben gezeigte; die Elemente sind jedoch bestimmte Integrale.

A: Schlagampl.	D: Drehampl.
$\int_z^1\int (v^2 k_a - \nu^2 \mu)\, x^2 f(z)\, dz^2 + \lambda^2 p(z) f''(z)$	$\int_z^1\int (v^2 k_b - \nu^2 \mu \sigma)\, x^3 g(z)\, dz^2$
$\int_z^1 (v^2 m_a - \nu^2 \mu \sigma)\, x^3 f(z)\, dz$	$\int_z^1 (v^2 m_b - \nu^2 \mu [\varkappa^2 + \sigma^2])\, x^4 g(z)\, dz + \lambda q(z) g'(z)$

Stabilitätskriterium für das räumliche Problem.

Sie erkennen, daß die Integranden mit den Elementen des dortigen Schemas formal übereinstimmen.

Diese Matrix muß wieder verschwinden, und zwar für alle Werte der in Richtung der Spannweite gemessenen Abszisse z, sofern der Flügel schwingen und endliche Amplituden erreichen soll.

Sie geben mir jetzt einen freitragenden Flügel und stellen mir die Aufgabe, zu bestimmen, bei welcher Geschwindigkeit der Flügel schwingen wird. Ich nehme an, daß mir sämtliche Abmessungen des Flügels, Schwerpunktlage und Elastizitätseigenschaften bekannt sind oder daß ich sie vorher experimentell bestimmt habe.

Dieser freitragende Flügel verhält sich elastisch wie ein Balken. Für die Formänderungen führe ich zunächst Näherungen ein, z. B. eine Parabel für $f(z)$ und eine Gerade für $g(z)$. Es ist mir nun im Schema alles bekannt außer der Geschwindigkeit v und der Frequenz ν. Diese bestimme ich aus den beiden Gleichungen, die ich durch Nullsetzen der Determinante erhalte und ermittele gleichzeitig die Formänderungen, welche der schwingende Flügel erfährt, in zweiter Näherung. Jetzt wiederhole ich den ganzen Rechnungsgang.

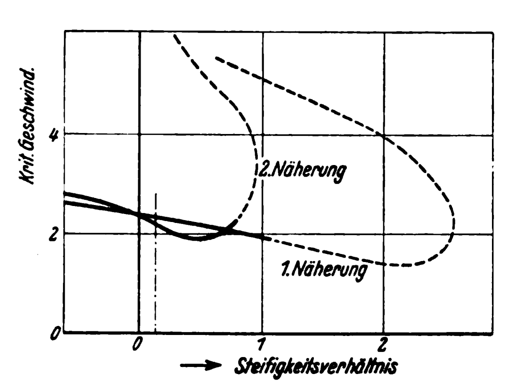
Die Abweichungen zwischen 1. und 2. Näherung sind meist so gering, daß man nicht weiterzurechnen braucht, wie Sie es aus den beiden Kurven ersehen.

Ich möchte noch darauf hinweisen, daß die Filmbilder der Lösung einer derartigen Aufgabe entsprechen.

Als zweites Beispiel nehme ich einen verstrebten Eindecker. Einen derartigen Flügel können wir nicht mehr als Balken ansehen. Die rein rechnerische Untersuchung wäre sehr mühsam und wird daher durch Versuche ergänzt.

Belastet man nun den Flügel ruhend so, daß die Lastverteilung annähernd der am schwingenden Flügel entspricht, so erhält man gleichzeitig geeignete Annahmen für die Biegungs- und Verdrehlinie, und ferner für die Steifigkeit des Flügels.

Bei einem Versuch dieser Art wurden Einzellasten und -momente in Nähe der Flügelenden aufgebracht. Der Flügel hatte bis auf Abrundungen an den Enden konstante Tiefe. Die Integrale der Matrixelemente wurden daher nach dem Mittelwertsatz zerlegt, und man konnte dann genau so wie beim ebenen Problem weiterrechnen. Falls es nötig ist, bestimmt man nach dem 1. Näherungsergebnis die Last-



Kritische Geschwindigkeit eines freitragenden Eindeckers.

verteilung neu und wiederholt den Belastungsversuch und die Berechnung der kritischen Geschwindigkeit in 2. Näherung. Dieses halbexperimentelle Verfahren führt auch bei statisch unübersichtlichen Flügelbauarten, verspannten Eindeckern und Doppeldeckern rasch zum Ziel.

Untersuchungen dieser Art, die in der DVL durchgeführt wurden, hatten folgende Ergebnisse: Angefachte Schwingungen sind nur möglich, wenn der Schwerpunkt des Flügels weiter als $1/4$ Flügeltiefe von der Flügelnase entfernt ist, und wenn das Produkt aus Flügelmasse und Schwerpunktabstand eine gewisse Mindestgröße hat. Den größten Einfluß auf die Höhe der kritischen Geschwindigkeit hat die Verdrehsteifigkeit des Flügels. Ein am Flügel lose angeschlossenes mitschwingendes Querruder vermindert scheinbar die Verdrehsteifigkeit, wodurch die kritische Geschwindigkeit bedeutend herabgesetzt wird. Die Baustoffdämpfung ist nur bei Flügeln mit verhältnismäßig hoher Biegesteifigkeit von erheblichem Einfluß.

Dem Konstrukteur mögen diese Untersuchungen vor allem zur richtigen Bemessung der Verdrehsteifigkeit von Flugzeug- und Leitwerkflügeln dienen, auch in solchen Fällen, wo die geforderte statische Verdrehfestigkeit gering ist.

XIX. Zur Berechnung räumlicher Fachwerke im Flugzeugbau.

Vorgetragen von Hans Ebner.

Meine Damen und Herren! Die konstruktive Ausbildung von Flugzeugrümpfen, Trag- und Leitwerken führt uns in ein Gebiet der Statik, das selbst der erfahrene Statiker nur ungern betritt, nämlich in das Gebiet der statisch unbestimmten räumlichen Fachwerke.

Die allgemeinen Verfahren der räumlichen Baustatik, wie sie in der Hauptsache von Müller-Breslau, Henneberg, Mohr und Föppl entwickelt wurden, sind natürlich ein Weg zur Ermittlung der Stabkräfte solcher Systeme. Dieser Weg ist jedoch wegen seiner Umständlichkeit für die praktische Durchführung wenig geeignet. Man hat sich daher bemüht, vereinfachende Näherungswege zu finden. Die bisher im Flugzeugbau üblichen Näherungsverfahren kranken jedoch daran, daß sie im allgemeinen ein wenig zutreffendes Bild des wirklichen Kräfteverlaufs geben oder — wie die Verfahren von Southwell[1]) und Pippard[2]) — zu sehr auf Sonderfälle zugeschnitten sind. Auch die im Brückenbau bekannten Verfahren von Engesser[3]) und Löschner[4]) beschränken sich auf besonders einfache Systeme und Belastungsfälle.

Eine allgemeinere Behandlung der im Flugzeugbau vorkommenden Systeme bringt eine im vorigen Jahr in der ZFM erschienene Abhandlung von Wagner[5]). In dieser Arbeit wird in ähnlicher Weise wie bei Löschner die Berechnung des statisch unbestimmten Systems näherungsweise auf die einestatisch bestimmten zurückgeführt.

Bei regelmäßigen Systemen und Belastungsfällen erhält man damit auch gute Näherungswerte der Stabkräfte, bei unregelmäßigen Systemen und gewissen Belastungsfällen, wie sie im Flugzeugbau öfter vorkommen, können dagegen — worauf auch schon Wagner hinweist — beträchtliche Abweichungen von den genauen Werten auftreten, so daß sich in diesem Fall die Berechnung des statisch unbestimmten Systems nicht vermeiden läßt.

Es handelt sich also darum, die statisch unbestimmte Rechnung auf Grund der Besonderheiten der vorliegenden Systeme so auszugestalten, daß der Aufwand an Rechenarbeit erträglich wird. An Hand des genaueren Verfahrens läßt sich dann auch beurteilen, wann und welche Näherungsverfahren zulässig sind.

Die zu diesem Zweck in der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt angestellten Untersuchungen sind im Band V, Heft 2 der »Luftfahrtforschung« veröffentlicht. Ich will versuchen, Ihnen einen kurzen Überblick über diese zu geben, und Ihnen einige an praktischen Beispielen gewonnene Ergebnisse zeigen.

Zunächst etwas über den statischen Aufbau der behandelten Raumfachwerke (Abb. 1).

[1]) On the determination of the stresses in braced framerworks. Technical Report of the A. C. A.; R. a. M. 773, 790.

[2]) Torsional stresses in the fuselage of an aeroplane, R. a. M. 736.

[3]) Die Zusatzkräfte und Nebenspannungen eiserner Fachwerksbrücken. Tpringer, Berlin 1892.

[4]) Beitrag zur Theorie der Balkenbrücken als räumliche Gebilde. Zimsen u. Herrosé, Wittenberg 1913.

[5]) Über räumliche Flugzeugfachwerke. Die Längsstabkraftmethode. ZFM 1928, Heft 15.

Sie sehen hier die schematische Darstellung eines solchen Systems: eine Reihe parallel liegender Rechtecke sind durch ebene oder gebrochene Flächen miteinander verbunden. Die parallelen Rechtecke nenne ich Querwände, die verbindenden Flächen Längswände; die Querwände entsprechen den Spanten beim Rumpf oder den Rippen beim Trag- oder Leitwerk. Die einzelnen Teile, in die die Querwände das räumliche System zerlegen, sollen Zellen heißen. Die Stäbe der Längswände sind dann die Längsgurte, Längsdiagonalen und Vertikalen, die Aussteifungen der Querwände die Tiefendiagonalen.

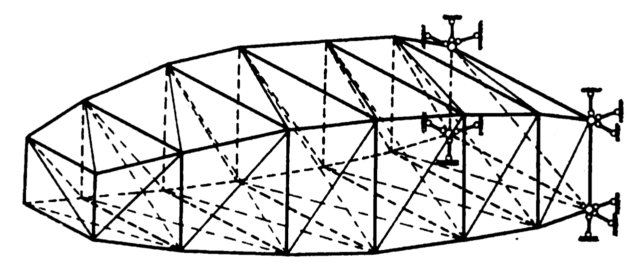


Abb. 1. System und Lagerung.

Sind bei dem vorliegenden Raumfachwerk nur die Endquerwände ausgesteift, so bezeichnet man es nach Föppl als Flechtwerk. Dieses ist unter Voraussetzung gelenkiger Knotenpunkte statisch und kinematisch bestimmt. Jede zur Aussteifung angeordnete Zwischenquerwand bedeutet danach, wenn sie für sich statisch bestimmt ist, für das Raumfachwerk eine statische Unbestimmtheit; bei statisch unbestimmter Ausbildung der Querwände z. B. mit gekreuzten Diagonalen oder als Rahmen, treten zu diesen die Unbestimmtheiten der ebenen Querwände noch hinzu. Diese Überlegungen gelten zunächst für freie Raumfachwerke, d. h. für Systeme, an denen sich eine Gruppe von bekannten äußeren Kräften das Gleichgewicht hält. In Wirklichkeit ist das ganze Flugzeug ein solches Raumsystem. Es ist jedoch eine übliche Rechnungsvereinfachung, das Flugzeug in Einzelteile zu zerlegen und eine Lagerung der weicheren Teile an den steiferen anzunehmen. In dieser Weise erhält man z. B. die hier (Abb. 1) dargestellte Lagerung, die man sich als Lagerung eines Rumpfendstücks an dem steiferen Rumpfmittelstück oder einer Tragwerkshälfte am Rumpf vorstellen kann. Die Lagerpunkte sind je nach der Elstizität des anschließenden Teiles mehr oder weniger nachgiebig. Sind sie vollkommen unnachgiebig, so bezeichnen wir solche Systeme als eingespannte Flechtwerke. Diese sind, wenn der Verband zwischen den Auflagerpunkten unbelastet ist, infolge ihrer Einspannung einfach statisch unbestimmt. Als Überzählige ist eine der vier senkrecht zur Auflagerebene wirkenden Auflagerkräfte zu betrachten. Sind die Lagerpunkte vollkommen nachgiebig, so erhalten wır als Grenzfall wieder das freie Flechtwerk. Das Flechtwerk mit überzähligen statisch bestimmten Querwänden, das durch diese in n Zellen unterteilt wird, ist demnach als freies Flechtwerk n-1-fach, als eingespanntes Flechtwerk n-fach statisch unbestimmt.

Umfang und Genauigkeit einer statisch unbestimmten Rechnung hängt wesentlich von der Wahl des statisch bestimmten Hauptsystems ab. Beim Flechtwerk mit über-

zähligen Querwänden erscheint auf den ersten Blick das Nächstliegende, die Tiefendiagonalen als Überzählige einzuführen. Hierbei würden jedoch die Zustände $X = 1$ sich über das ganze System erstrecken und vielgliedrige Elastizitätsgleichungen entstehen. Diesen Nachteil vermeidet man, wenn man den Anschluß der Längsstäbe in einer Ecke längs-

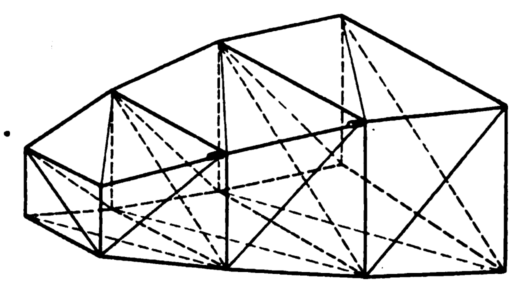


Abb. 2. Lösung der Längsverbindung.

beweglich macht (Abb. 2) und die Anschlußkraft als Überzählige wählt. Statt dessen kann man auch die Zellen vollkommen voneinander trennen und ihren Zusammenhang durch gedachte Anschlußstäbe herstellen (Abb. 3). Als überzählig ergibt sich dann an jeder Querwand statt der Tiefen-

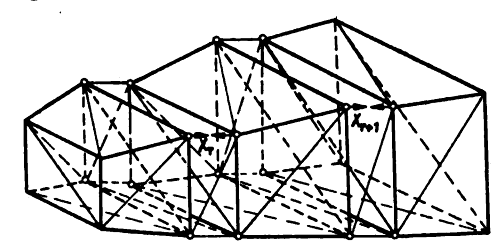


Abb. 3. Zellensystem.

diagonale einer der vier Längsverbindungsstäbe. Eine Kraft $X = 1$ in Richtung dieses Stabes erzeugt in den drei übrigen Längsverbindungsstäben gleichgroße, und zwar in den anliegenden Stäben entgegengesetzt gerichtete Gegenkräfte, im diagonal gegenüberliegenden Stab eine gleichgerichtete Gegenkraft. Eine Gruppe von vier solchen Kräften bezeichnen wir als antisymmetrische Längskraftgruppe. Man erkennt, daß sich der Einfluß der in dieser Weise eingeführten Zustände X nur auf die benachbarten Zellen erstreckt, d. h. man erhält bei starren Querwänden dreigliedrige und bei elastischen Querwänden fünfgliedrige Elastizitätsgleichungen. Bei der vorgeschlagenen Wahl des Hauptsystems, das weiterhin kurz als Zellensystem bezeichnet wird, ergeben sich damit dieselben Gleichungssysteme wie beim durchlaufenden Balken auf starren oder elastischen Stützen bei Wahl der Stützenmomente statt der Stützkräfte als Überzählige. Die für dieses System ausgearbeiteten zahlreichen Auflösungsverfahren lassen sich also ohne weiteres auf das Flechtwerk mit überzähligen Querwänden übertragen.

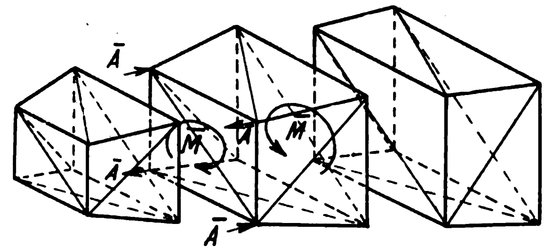


Abb. 4. Antisymmetrische Kraftgruppen am Zellenhauptsystem.

Die äußere Belastung unseres Systems bestehe aus beliebig gerichteten Einzellasten in den Knotenpunkten. Die unmittelbare Ermittlung der Stabkräfte infolge dieser Belastung an dem eben besprochenen Zellensystem wäre unzweckmäßig. Wir spalten sie vielmehr in symmetrische und antisymmetrische Kraftgruppen, d. h. in solche, die eine Resultierende durch die Querwandmitte haben und solche, die ein Quermoment $\overline{M}$ um die Längsachse bzw. eine Gruppe von vier antisymmetrischen Längskräften $\overline{A}$ bilden. Die antisymmetrischen Kraftgruppen $\overline{M}$ und $\overline{A}$ lassen wir am Zellensystem wirken (Abb. 4). Da hierbei in den Längsverbindungsstäben keine Kräfte entstehen, können die einzelnen Zellen als für sich bestehende freie Flechtwerke berechnet werden. Für die symmetrischen Lastgruppen wählen wir dagegen ein Ersatzhauptsystem, bei dem statt der überzähligen Längsverbindungsstäbe die Tiefendiagonalen entfernt sind (Abb. 5). Die Stabkräfte dieses Systems lassen

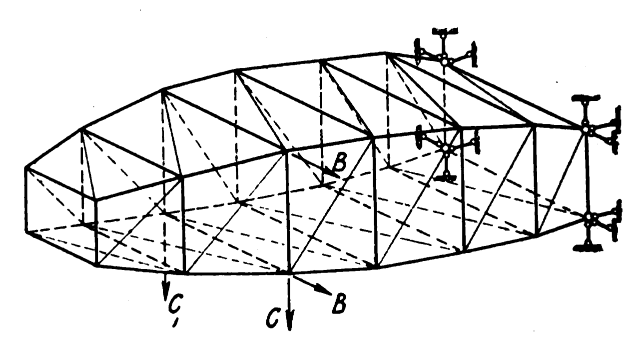


Abb. 5. Symmetrische Kraftgruppen am Ersatzhauptsystem.

sich aus den projizierten ebenen Längswänden bestimmen. Mit diesen Stabkräften infolge der symmetrischen Lastgruppen am Ersatzhauptsystem und den nach wie vor aus dem Zellensystem entnommenen Stabkräften infolge der Zustände $X = 1$ bilden wir dann die Beiwerte der Elastizitätsgleichungen. Die Unbekannten in diesen Gleichungen bedeuten dann die Differenz zwischen der überzähligen Längsverbindungskraft im unbestimmten System und der im Ersatzsystem. Sie sind bei symmetrischer Ausbildung der gegenüberliegenden Längswände Null. Bei dieser Wahl verschiedener Hauptsysteme für die beiden Lastgruppen hat man demnach außerdem den Vorteil, daß im allgemeinen die Stabkräfte des Hauptsystems von den endgültigen wenig abweichen, die statisch unbestimmte Rechnung also nur eine Zusatzrechnung darstellt.

Die Bestimmung der Stabkräfte des Hauptsystems bietet keine Schwierigkeit, wenn die Längsgurte der Zellen zwischen den ausgesteiften Querwänden geradlinig verlaufen. Es soll nur kurz beschrieben werden, wie man vorgeht, wenn die Längsgurte zwischen den Querwänden mehrfach gebrochen verlaufen. Ein erster Weg, den Herr Seydel in seiner gleichfalls in Heft 2, Band V, der »Luftfahrtforschung« veröffentlichten Arbeit einschlägt, ist folgender: Man trennt das System an allen Knickstellen der Längsgurte wieder in Zellen und läßt zwischen diesen, wie vorher beschrieben, Längskräfte A wirken (Abb. 6). Aus der statischen Bedingung,

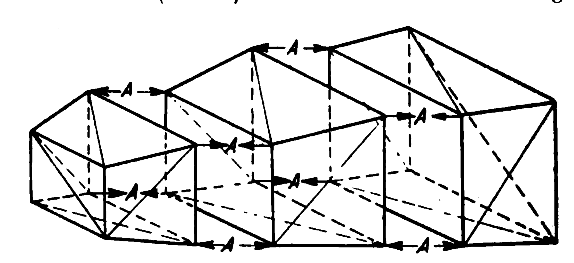


Abb. 6. Statisch bestimmtes Hauptsystem mit Längskräften.

daß in den gedachten Tiefendiagonalen die Stabkraft Null auftreten muß, erhält man für die Längskräfte A ein unsymmetrisches System dreigliedriger Gleichungen. Hat man daraus die Kräfte A berechnet, so lassen sich die Stabkräfte aus den Gleichgewichtsbedingungen der ebenen Zellenwände bestimmen. Ein anderer Weg ist folgender: Man trennt die Längswände und Endquerwände voneinander und bestimmt die von den Endquerwänden übertragenden Anteilkräfte B_0 und C_0 und die in den Knickpunkten zwi-

schen den Längswänden in Richtung der Querwandseiten wirkenden Zusatzkräfte ΔB und ΔC (Abb. 7). Die Zusatzkräfte sind zunächst Funktionen der Anteilkräfte. Sie werden schrittweise nach einem rechnerischen oder zeichnerischen Rekursionsverfahren bestimmt; die Anteilkräfte

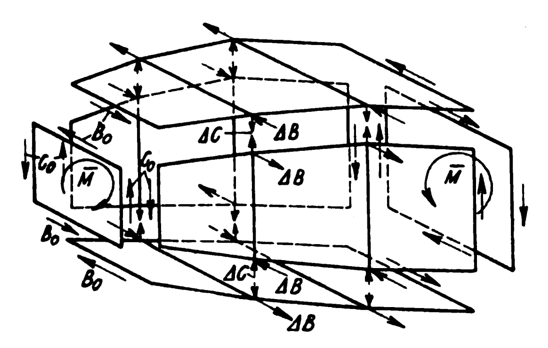


Abb. 7. Statisch bestimmtes Hauptsystem mit Zusatz- und Anteilkräften.

ergeben sich aus den Randbedingungen. Mit diesen Kräften können dann die einzelnen Wände wie ebene Fachwerke berechnet werden. Der Einfluß gebrochener Gurtführung auf die Anteilkräfte läßt sich durch Brechungsbeiwerte berücksichtigen, für die sich bei Annahme einfacher Kurven für die Projektionen der Längsgurte geschlossene Ausdrücke entwickeln lassen.

Damit ist das Wesentliche über die Grundlagen des Verfahrens gesagt. Die weitere Ausarbeitung für starre und elastische Querwände, insbesondere die Bestimmung der Stabkräfte und Verschiebungsbeiwerte für den häufigen Sonderfall gerader Längsgurte der einzelnen Zellen, finden Sie in Band V, Heft 2 der »Luftfahrtforschung«.

Die praktische Durchführung der genauen Rechnung in der beschriebenen Weise erfordert trotz der möglichst einfachen und wenig fehlerempfindlichen Gestaltung des Verfahrens immerhin noch ziemlich viel Rechenarbeit. Deshalb sind Näherungsverfahren durchaus am Platze, solange sie ein einigermaßen zutreffendes Bild des wirklichen Kräfteverlaufs geben.

Die eingangs erwähnten Näherungsverfahren von Löschner und Wagner legen ein System zugrunde, das dem Zellenhauptsystem der genauen Rechnung entspricht. Für die Genauigkeit dieser Näherungsverfahren gibt demnach die Größe der statisch Unbestimmten einen Maßstab. Es zeigt sich nun, daß allgemein der Einfluß der statisch Unbestimmten um so kleiner wird, je regelmäßiger die Systemform und Querschnittsbemessung und je gleichmäßiger die Belastungseinleitung ist. Bei Quermomentenbelastung ist für die Größe der Überzähligen in erster Linie die Abweichung der Zellen von doppeltsymmetrischen quadratischen Pyramidenstümpfen maßgebend.

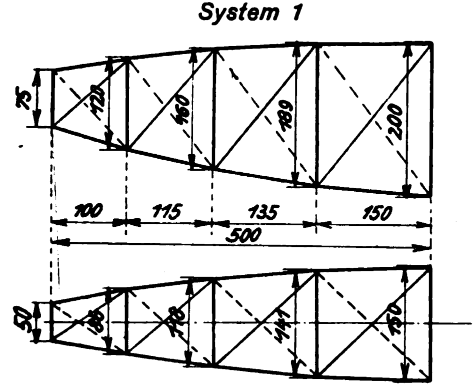


Abb. 8. Rumpffachwerk 1.

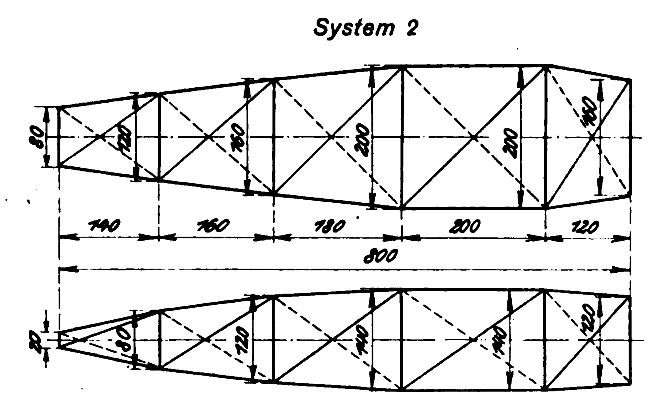


Abb. 9. Rumpffachwerk 2.

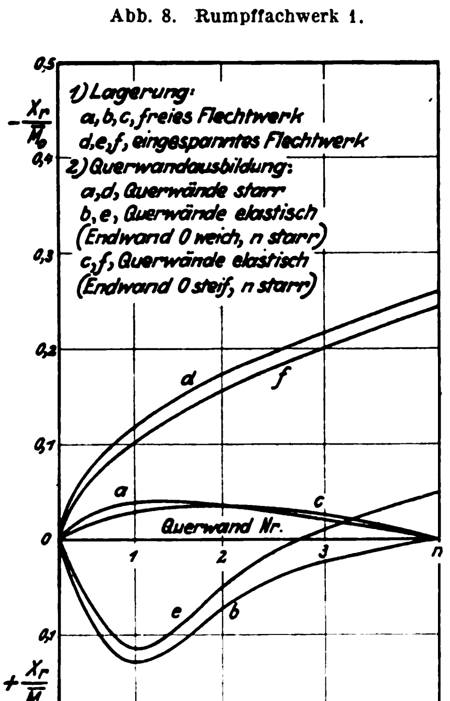


Abb. 10. Verlauf der Überzähligen bei System 1.

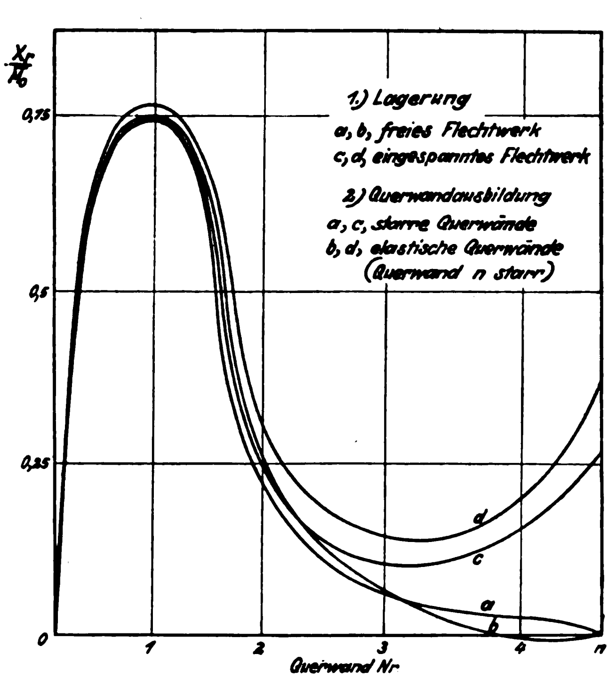


Abb. 11. Verlauf der Überzähligen bei System 2.

Ist das Raumfachwerk nur an den Endquerwänden belastet, so kann man der näherungsweisen Berechnung auch das System ohne Zwischenquerwände, d. h. das einzellige Flechtwerk zugrunde legen. Will man eine vorhandene Einspannung berücksichtigen, so ist dementsprechend die Berechnung des einfach statisch unbestimmten, eingespannten Flechtwerks durchzuführen.

Die Beiträge der Querwände zu den Überzähligen sind nur bei den Querwänden groß, an denen Kräfte eingeleitet werden. Da diese Querwände im allgemeinen steif ausgebildet werden, kann man die bei unregelmäßigen Systemen notwendige Berechnung der statisch Unbestimmten in den meisten Fällen unter Annahme starrer Querwände durchführen.

Die Abhängigkeit der Überzähligen von den beschriebenen Einflüssen möchte ich Ihnen noch an den Ergebnissen einer zahlenmäßigen Durchrechnung zweier am Ende durch Quermomente belasteter Rumpffachwerke (Abb. 8 und 9) vorführen. Als erstes wurde ein System mit wenig, als zweites ein solches mit teilweise stark vom Pyramidenstumpf abweichenden Zellen genommen. Um den Einfluß der belasteten Endquerwand zu zeigen, wurde das erste System einmal mit weicher und einmal mit steifer Endwanddiagonale durchgerechnet. Beide Systeme wurden als freie und als einseitig eingespannte Flechtwerke untersucht.

Das Ergebnis der statisch unbestimmten Rechnung sehen Sie hier (Abb. 10 und 11). Die an den einzelnen Querwänden auftretenden Überzähligen sind dort als Ordinaten aufgetragen und durch Kurven verbunden. Zunächst fällt auf, daß im Gegensatz zu dem gleichmäßigen Verlauf der Überzähligen beim ersten System ein sprunghafter Anstieg der Überzähligen an der ersten Zwischenquerwand des zweiten Systems stattfindet. Es liegt daran, daß an dieser Stelle die beiden stark vom Pyramidenstumpf abweichenden Zellen zusammenstoßen. Man erkennt, daß der Einfluß der Einspannung beim ersten System im Vergleich zu den Überzähligen an den Zwischenquerwänden ziemlich groß ist, beim zweiten System dagegen nicht mehr so stark ins Gewicht fällt. Sehr deutlich zeigt sich der Einfluß der Querwandausbildung. Während bei steifer Ausbildung der belasteten Endquerwand die für starre und elastische Querwände berechneten Überzähligen fast zusammenfallen, ist ihr Verlauf bei weicher Ausbildung der belasteten Endwand im ersten System ein vollkommen anderer.

Die Stabkräfte der beiden Systeme wurden mit den bei der verschiedenen Querwandausbildung und Lagerung erhaltenen Überzähligen und außerdem nach den besprochenen Näherungsverfahren berechnet.

Die prozentualen Abweichungen der Stabkräfte in den Diagonalen der vorderen Längswände von den genauen Stabkräften sind hier aufgetragen (Abb. 12), und zwar sehen Sie über *I* die des freien Flechtwerks, über *II* die des eingespannten Flechtwerkes, über *III* die des Zellensystems und über *IVa* und *Va* die des freien bzw. eingespannten Flechtwerks mit überzähligen starren Querwänden. Die Ordinaten über der gestrichelten Linie geben die Abweichungen in bezug auf das freie (System *IVc*), die über der ausgezogenen Linie die in bezug auf das eingespannte Flechtwerk mit überzähligen elastischen Querwänden (System *Vc*). Für die letzteren gilt der eingezeichnete Maßstab. Außerdem sind bei System *1* noch die Abweichungen bei weicher Ausbildung der belasteten Endwand über *IVb* und *Vb* aufgetragen.

Sie sehen zunächst, daß die Näherungssysteme *I*, *II* und *III* bei dem unregelmäßigen System *2* bedeutend größere Abweichungen geben als bei System *1*. Bei System *2* kommen Abweichungen bis zu 80% vor, während sie bei System *1* höchstens 15% betragen. Dagegen liegen die Abweichungen, die sich bei System *2* unter der vereinfachenden Annahme starrer Querwände (IVa bzw. Va) ergeben, durchschnittlich unter 10%, nur die Diagonale an der Einspannwand weicht 23% ab. Die Abweichungen bei starren Querwänden bei System *1* sind sehr gering, solange die belastete Endwand gut ausgesteift ist, dagegen ergeben sich bei weicher Endwand (IVb bzw. Vb) auch bei diesem System Abweichungen bis 15%. Der zunehmende Einfluß der Einspannung bei beiden Systemen läßt sich aus dem wachsenden Abstand der Bezugslinien gut erkennen. Die prozentualen Abweichungen bei den übrigen Stäben verlaufen ähnlich, bei den Längsgurten sind jedoch ihre Beträge bedeutend höher.

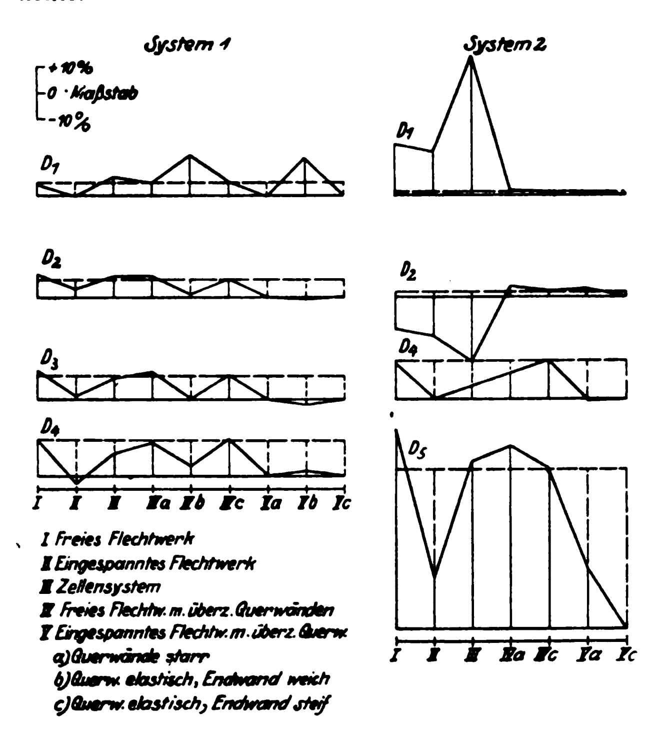


Abb. 12. Abweichungen der Stabkräfte in den Diagonalen in vH bei System 1 und 2.

Ich glaube, Ihnen damit gezeigt zu haben, daß sich in vielen Fällen, besonders bei den unregelmäßigeren Systemen des Flugzeugbaus die statisch unbestimmte Rechnung nicht umgehen läßt. Der Arbeitsaufwand, den eine solche Rechnung verlangt, ist nach der Ihnen vorgetragenen Ausgestaltung des genauen Verfahrens für die Praxis erträglich, besonders, wenn sich die Rechnung bei der meist vorhandenen steifen Ausbildung der unmittelbar belasteten Querwände durch die Annahme starrer Querwände vereinfachen läßt.

Aussprache:

Prof. Herbert Wagner: Herr Ebner zeigt uns eine Methode zur Bestimmung der Stabkräfte in statisch unbestimmten kastenförmigen Fachwerken. Bei dieser Methode sind die antisymmetrischen Längskräfte als statisch unbestimmte Größen eingeführt. Diese antisymmetrischen Längskräfte stellen nun den Unterschied zwischen den wirklich auftretenden Stabkräften und den nach der Längsstabkraftmethode (ZFM 1928, Heft 15) geschätzten Stabkräften dar. Da das Ziel einer statisch unbestimmten Rechnung, nämlich die Dimensionierung eines Fachwerks für gegebene äußere Belastung, nur durch schrittweise Verbesserung der geschätzten Dimensionierung erreicht werden kann, so halte ich diese Wahl der statisch unbestimmten Größen für besonders vorteilhaft. Ich möchte noch hinzufügen, daß ich in meiner damaligen Veröffentlichung ein ganz ähnliches Verfahren vorgeschlagen habe, ohne es jedoch auszuarbeiten.

Ich möchte, da auch Herr Ebner auf diese Fragen eingegangen ist, noch einige Bemerkungen darüber machen, wann die Ausführung dieser statisch unbestimmten Rechnung als Ergänzung zur Schätzung nach der Längsstabkraftmethode besonders notwendig ist.

Bei den kastenförmigen Fachwerken des Flugzeuges können wir zwei Bauteile, nämlich Rumpf und Flügel, unterscheiden, die hinsichtlich ihres Aufbaues und ihrer Be-

lastung verschiedenen, für sie charakteristischen Bedingungen unterworfen sind.

Der Rumpf ist ein zwar äußerlich symmetrisches, jedoch recht unregelmäßig aufgebautes Fachwerk. Das Fachwerk ist durch Ausschnitte (Türen, Fenster, Führersitz, Ladeluken, MG-Stand) unterbrochen oder gestört. Die äußeren Lasten greifen im allgemeinen recht unregelmäßig an (z. B. Fahrgestell, Flügelabstützungn) und stellen in verschiedenen Lastfällen sehr verschiedene Bedingungen. Daraus folgt, daß beim Rumpf die Abschätzung der Stabkräfte schwierig ist. Insbesondere ist hier auch die Schätzungsmethode, die ich Längsstabkraftmethode nenne, mit ziemlicher Vorsicht zu gebrauchen, und man wird die Schätzung zumindest für gewisse Teile des Rumpfes durch eine statisch unbestimmte Rechnung ergänzen.

da dort für die Holme die Biegung, für die Längswände die äußere Querkraft zusammen mit der reinen Torsion überwiegt.

Beim Flügel führt also die Längsstabkraftmethode bereits zu hinreichend genauen Ergebnissen, wenn man nur an der Einspannstelle diese Korrektion vornimmt.

Auch hier wird es aber zur Kontrolle oft erwünscht sein, eine statisch unbestimmte Rechnung nach der Methode des Herrn Ebner auszuführen.

Dr.-Ing. Mathar: Im Anschluß an die Ausführungen des Herrn Dr. Ebner möchte ich kurz eine Untersuchung an einem geschweißten Stahlrohrrumpf (Abb. 2) erwähnen, die im Aerodynamischen Institut der T. H. Aachen durchgeführt wurde.

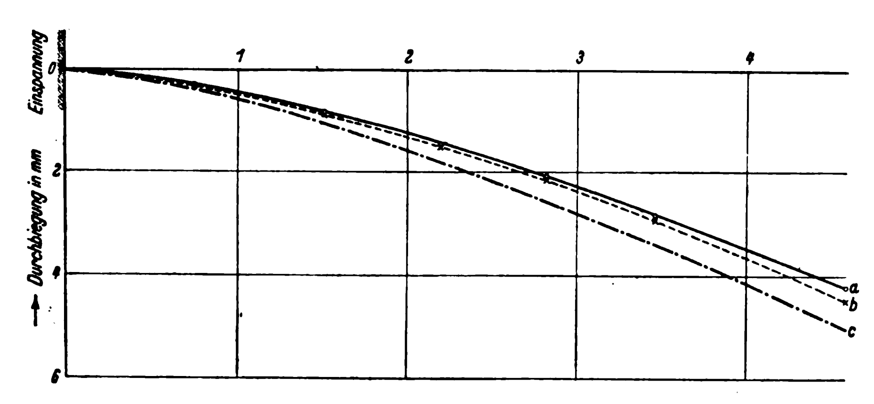


Abb. 1. Durchbiegung des Rumpfes bei Biegungsbelastung um die Holmachse (P = 200 kg).
a die gemessene Durchbiegung,
b die errechnete Durchbiegung unter Annahme gelenkig verbundener Stäbe,
c die errechnete Durchbiegung unter Annahme gelenkig verbundener Stäbe und unter Vernachlässigung der Füllstäbe.

Beim Flügel liegen die Verhältnisse wesentlich einfacher. Der statische Aufbau eines Kastenflügels ist wegen des Fehlens der Ausschnitte viel regelmäßiger als der des Rumpfes. Die Querschnittsform des Kastens ändert sich gleichmäßig über die Spannweite. Die Belastung durch die Luftkräfte greift sehr gleichmäßig an und läßt sich in allen Lastfällen klar in reine Biegung und reine Torsion zerlegen. Selbst das Vorhandensein einer Flügelabstrebung ruft eine verhältnismäßig leicht zu übersehende Störung hervor. Trotzdem ist auch beim Flügel die Längsstabkraftmethode nicht ohne weiteres anwendbar.

Wie nämlich Herr Ebner in seiner Arbeit gezeigt hat (und worauf auch ich schon hingewiesen habe) führt die Längsstabkraftmethode dann zu recht guten Näherungen, wenn der Endspant des Fachwerks frei ist, d. h. wenn die einzelnen Knotenpunkte dieses Spantes die durch die elastische Deformation des Kastens bedingte Verschiebung senkrecht zu ihrer Ebene frei ausführen können. Dies ist nun bei einem Flügelkasten nicht der Fall. Entweder sind die Flügelholme gegen Verschiebung durch den Anschluß am Rumpf mehr oder weniger starr gehalten oder sie stützen sich gegen die Holme der anderen Flügelseite.

Man kann aber beim Flügel die Längsstabkraftmethode anwenden, wenn man die Störung an der Einspannstelle durch eine Korrektion berücksichtigt, wie ich dies in meiner Vorlesung seit 2 Jahren bringe und wie ich in einem in nächster Zeit erscheinenden Aufsatz zeigen werde. Die antisymmetrische Längskraft läßt sich durch eine ganz einfache Beziehung zwischen dem Seitenverhältnis des Kastens und der Stärke der Stäbe darstellen. Diese antisymmetrische Längskraft nimmt nach außen hin sehr schnell (nach Art einer e-Potenz) ab.

Bei der Durchführung der Dimensionierung eines Flügels zeigt sich nun, daß nur die der Anschlußstelle benachbarten Stäbe durch die antisymmetrische Längskraft beeinflußt werden, daß hingegen die Dimensionierung der weiter draußen liegenden Stäbe durch diesen Einfluß nicht mehr berührt wird,

Der Versuch sollte über folgende Punkte Aufschluß geben:

1. Wie groß ist bei vorliegendem Rumpf der Unterschied der wirklichen Rumpfdurchbiegungen gegenüber den Durchbiegungen, die sich unter Annahme von gelenkig verbundenen Stäben ergeben?

Der Versuch ergab, daß die Durchbiegung des Zuggurtes im Mittel um 6% kleiner war als die errechnete (vgl. hierzu Abb. 1 Linie *a* und *b*). Der Grund des Durchbiegungsunterschiedes liegt in der Vernachlässigung der steifen Ecken.

2. Wie groß ist der Unterschied der wirklichen Rumpfdurchbiegungen gegenüber den Durchbiegungen, die sich unter Annahme von gelenkig verbundenen Stäben und unter Vernachlässigung der Füllstäbe ergeben?

Es zeigte sich, daß die gemessene Durchbiegung im Mittel 15% kleiner ist als die errechnete (vgl. Abb. 1 Kurve a und c).

3. Wie groß sind die wirklich auftretenden Stabspannungen und wie groß ist der Unterschied dieser Spannungen gegenüber den Spannungen, die sich unter Annahme gelenkiger Knotenpunkte und unter Vernachlässigung der Füllstäbe ergeben?

Die Spannungen wurden in der Mitte der Stäbe, und zwar in den durch Vertikallängsschnitte getroffenen Fasern mit Hilfe von Huggenberger Tensometern ermittelt. Die gefundenen Werte sind in Abb. 2 wiedergegeben. Die in der Zeichnung bei jedem Stabe oben angegebenen Spannungswerte wurden auf der Oberseite der Stäbe festgestellt. Die Spannungsdifferenz der beiden gemessenen Werte, die sich zwischen 0 und 25% bewegt, ist in erster Linie durch die biegungssteifen Ecken bedingt. In den Klammern sind die Spannungen angegeben, die sich unter Annahme gelenkiger Knotenpunkte und unter Vernachlässigung der Füllstäbe ergeben. Die Differenz dieser Spannungen gegenüber den gemessenen Spannungen ist natürlich am größten, wo Füllstäbe die Gurte entlasten.



Dipl.-Ing. K. Rühl: Herr Dr. Ebner hat in sehr interessanter Weise die Berechnung mehrfach statisch unbestimmter Rümpfe mit parallelen, rechteckigen Spanten gezeigt. Für praktische Ausführungen ist noch eine Ergänzung dieser Rechnungen wünschenswert, denn z. B. für Stahlrohrrümpfe ist der Fall durchgehends paralleler Spante verhältnismäßig selten; meistens liegen wenigstens einzelne Spante schräg zueinander. Außerdem ist es sehr oft von Vorteil, der Rumpfoberseite und Rumpfunterseite verschiedene Breite zu geben. Dann entsteht also ein Rumpf mit schrägen Trapezspanten. Für die Berechnung solcher Rümpfe habe ich zur Verwendung im statischen Büro der Albatros Flugzeugwerke seit etwa 2 Jahren ein ähnliches Verfahren wie das hier besprochene entwickelt. Allerdings habe ich dabei nicht den Rumpf in Zellen aufgeteilt, wie Herr Dr. Ebner, sondern die Gurtkräfte selbst als statisch unbestimmte Größen eingeführt. Auch damit erhält man aber genau wie hier fünfgliedrige Elastizitätsgleichungen. Für die Berechnung der Stabkräfte ist es nun aber möglich, das Verfahren von Prof. Föppl anzuwenden. Es bleiben 6 Stabkräfte im Feld zu bestimmen, man erhält sie aus 3 Gruppen von Gleichungen mit je 2 Unbekannten, indem man 3 Gruppen von Drehachsen so legt, daß jedesmal 4 der unbekannten Stabkräfte das Moment Null ergeben.

Bemerken möchte ich dazu, daß in dem hier untersuchten Fall die Seitenwände des Rumpfes keine Ebenen zu bilden brauchen; bei einer Aufteilung in Zellen würde man also keine 6flächigen Körper bekommen, und die Untersuchungen, die in einem anderen Bericht der DVL (von Herrn Dr. Seydel) für solche Rümpfe gemacht sind, wären daher auch noch entsprechend zu erweitern. Nach der Methode von Prof. Föppl ergibt sich jedoch für alle Fälle nach einer Reihe von Umformungen ein sehr einfaches Ergebnis. Man braucht zur Berechnung nur die Spantbreiten und den Seitenriß des Flugzeuges. Alle notwendigen Größen können aus diesem ohne weitere graphische Operationen außer dem Ziehen einzelner Parallelen und dem Fällen einzelner Lote abgegriffen werden. Dann erhält man für alle Stabkräfte im Feld geschlossene Formeln. Die Formeln haben die Form

$$\text{Stabkraft } S = \frac{Bi}{B} \cdot \frac{s}{g},$$

wobei Bi und B Abkürzungen für Produkte oder zwei- bis dreigliedrige Summen von Produkten dreier Längen (von der Form $b \cdot f \cdot h$) sind. Alle Größen sind dabei, wie erwähnt, leicht aus den Zeichnungen des Stabsystems zu erhalten. (b sind Spantbreiten, h sind Spanthöhen, s und g Stablängen, f Spantabstände.)

Die Berechnung der beschriebenen Rumpfsysteme kann damit[1]) exakt und in nicht viel mehr Zeit wie die Berechnung vereinfachter Systeme durchgeführt werden. Für parallele Trapezspante, parallele Rechteckspante usw. ergeben sich natürlich noch weitere Kürzungen.

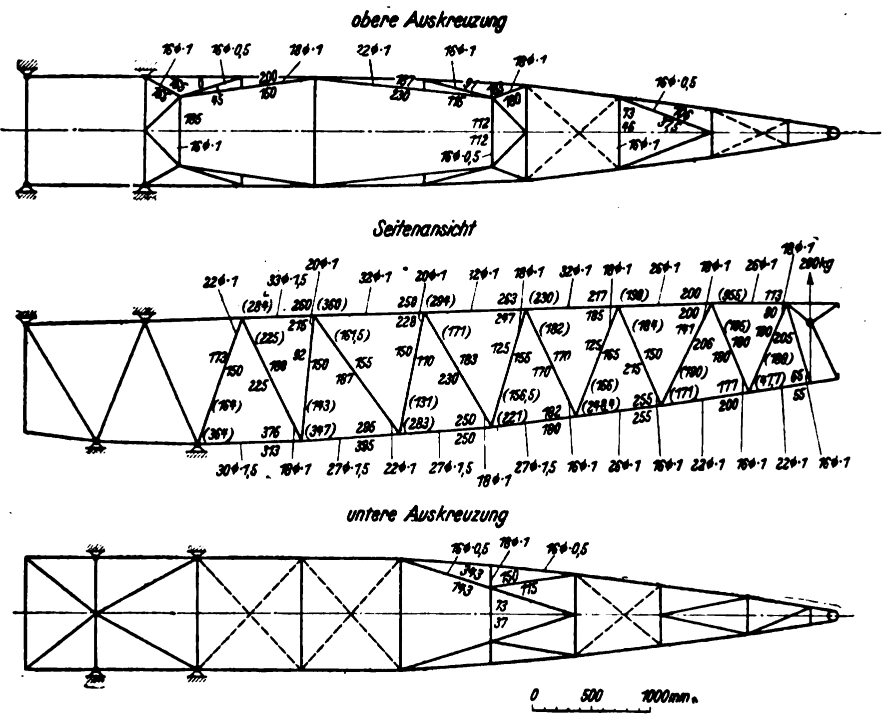


Abb. 2. Die Spannungen in den Gitterstäben des Flugzeugrumpfes »Heinkel HD 22«.
Die gesamten Spannungen wurden ermittelt in der Mitte der Stäbe und zwar in den durch Vertikal-Längsschnitte getroffenen Fasern.
(—) nach Cremona unter Vernachlässigung der Hilfsstäbe errechnete Spannungen.

Dipl.-Ing. E. Seydel: Ich möchte noch auf einen Punkt hinweisen, der für die statisch bestimmte Näherungsrechnung von Fachwerken mit viereckigen Spanten wichtig ist. Herr Dr.-Ing. Ebner zeigte in seinem Vortrag, daß (abgesehen von Sonderfällen) an jedem Spant antisymmetrische Längskräfte auftreten, die man im statisch unbestimmten System zweckmäßig als statisch unbestimmte Größen einführt, (wobei sie gegebenenfalls als zusätzliche Größen berechnet werden können). Aus den Zahlenbeispielen erkennt man, daß diese antisymmetrischen Längskräfte die Stabkräfte manchmal nicht unerheblich beeinflussen. Ein beliebtes Näherungsverfahren, das von Herrn Prof. Wagner als die Methode der konstanten Längsstabkraft bezeichnet wird, besteht darin, daß bei Berechnung der Stabkräfte die antisymmetrischen Längskräfte vernachlässigt werden. Je nach der Größe der auftretenden antisymmetrischen Längskräfte wird dieses Verfahren mehr oder weniger gute Näherungswerte liefern.

[1]) Bemerkung: Eine Ausarbeitung dieses Verfahrens ist von der Technischen Hochschule Braunschweig als Dissertation angenommen worden; Referent Prof. Dr. Eisenmann, Korreferent Prof. Dr. Thimerding. Darin ist auch die Anwendung für unregelmäßige statisch bestimmte Torsionskörper, als Ersatzstabverfahren, gezeigt.

In jedem Fall sollte man sich aber davon überzeugen, daß die Abweichungen nicht unzulässig groß werden.

Die Größe der antisymmetrischen Längskräfte ist einmal von der Stabanordnung des räumlichen Systems, also wenn wir uns auf das System mit (rechteckigen) parallelen Spanten beschränken, vom Verlauf der Gurte und andererseits von den elastischen Verschiebungen, d. h. von den Querschnittsverhältnissen der Stäbe abhängig.

Über den Einfluß des Gurtverlaufes gibt nun die Untersuchung des statisch bestimmten Flechtwerks einigen Aufschluß. Um dies an einem einfachen Beispiel zu erläutern, möge zunächst ein Flechtwerk mit geraden Gurten betrachtet werden, an dessen (starren) Endspanten Quermomente M wirken, die sich das Gleichgewicht halten; das Flechtwerk ist also in seiner ganzen Länge auf Verdrehung beansprucht. Das statisch bestimmte Flechtwerk mit den beiden Endspanten kann man als einen Grenzfall des statisch unbestimmten Flechtwerkes auffassen, wenn nämlich die Querschnitte der Zwischenspantverstrebungen veränderlich angenommen werden, so daß sie sich dem Wert Null nähern. Für ein derartiges System, dessen beide Endspante 0 und n die Breite b_0 bzw. b_n und die Höhe h_0 bzw. h_n haben mögen, lassen sich die antisymmetrischen Längskräfte, die mit A bezeichnet werden mögen, sofort angeben. Beträgt der Abstand der beiden Endspante 0 und n voneinander L, so ist an einem beliebigen Zwischenspant, dessen Abstand von den Endspanten x bzw. $x' = L - x$ beträgt, die mit der Spantfläche $b_x \cdot h_x$ multiplizierte antisymmetrische Längskraft:

$$A_x \cdot b_x \cdot h_x = \frac{x \cdot x'}{L} \frac{b_n \cdot h_0 - b_0 \cdot h_n}{b_n \cdot h_0 + b_0 \cdot h_n} M.$$

Der Verlauf von $A_x b_x h_x$ über der Systemlänge ist also parabolisch; die Parabelordinate ist dem Werte $(b_n h_0 - b_0 h_n)$ proportional, d. h. die antisymmetrischen Längskräfte verschwinden, wenn $b_0 : h_0 = b_n : h_n$ ist, wenn also das System eine abgestumpfte Pyramide oder einen Quader bildet. Herr Prof. Wagner und Herr Dr.-Ing. Ebner sind auf einem anderen Wege zu einem entsprechenden Ergebnis gekommen.

Bei einem Flechtwerk mit geraden Gurten ist man ohne weiteres in der Lage, mit Hilfe der angegebenen Gleichung festzustellen, ob eine Berücksichtigung der antisymmetrischen Längskräfte notwendig ist. Für ein statisch bestimmtes Flechtwerk mit beliebigen rechteckigen parallelen Spanten, zwischen denen die Gurte geradlinig verlaufen, ergeben sich die antisymmetrischen Längskräfte aus einem System dreigliedriger Gleichungen, deren Lösung durch Rekursionsrechnung einfach ist. Nimmt man ein entsprechendes Flechtwerk mit kontinuierlich gekrümmtem Gurtverlauf (und mit verschwindend kleinem Spantabstand) an, so geht das System dreigliedriger Gleichungen in eine Differentialgleichung zweiten Grades über, die zu systematischen Untersuchungen geeignet ist. Die Kurve der antisymmetrischen Längskräfte über der Systemlänge hat jetzt irgendeinen bestimmten Verlauf.

Im statisch unbestimmten Flechtwerksystem mit überzähligen Zwischenspantverstrebungen sind die antisymmetrischen Längskräfte von den elastischen Verformungen, d. h. außer von der Systemform auch von den Stabquerschnitten abhängig. Da aber die Querschnittsverhältnisse der Stäbe in den einzelnen Zellen meist ziemlich gleichmäßig sind, so werden die hierdurch bedingten zusätzlichen antisymmetrischen Längskräfte im allgemeinen nicht sehr groß sein; der charakteristische Verlauf der Kurve der antisymmetrischen Längskräfte über der Länge des Flechtwerkes wird sich beim statisch unbestimmten System nicht allzusehr von dem Kurvenverlauf beim statisch bestimmten Flechtwerk unterscheiden. Wesentlich ist allerdings der Einfluß von elastischen Verformungen derjenigen Spante, an denen Lasten angreifen. Diese elastischen Verformungen sind in jedem Falle zu berücksichtigen.

Soweit die antisymmetrischen Längskräfte des statisch bestimmten Flechtwerkes so groß sind, daß sie die Stabkräfte nennenswert beeinflussen, werden sie bei der Berechnung der ersten Näherungswerte für die Stabkräfte berücksichtigt; natürlich genügt es hierbei, für diese angenäherten antisymmetrischen Längskräfte abgerundete Werte einzusetzen. An denjenigen Spanten, an denen die antisymmetrischen Längskräfte im statisch bestimmten Flechtwerk klein sind, wird man sie zunächst ganz vernachlässigen. Diese Näherungswerte dienen zur ersten Schätzung der Stabquerschnitte. Die statisch unbestimmte Rechnung kann für die zusätzlichen antisymmetrischen Längskräfte als statisch unbestimmte Größen durchgeführt werden, die dann also gewissermaßen nur Schätzungsfehler darstellen.

Sind die antisymmetrischen Längskräfte des statisch bestimmten Flechtwerkes an allen Spanten (für die erste Rechnung vernachlässigbar) klein, was man meist schon von vornherein erkennen wird, ohne die Berechnung des Flechtwerkes überhaupt durchzuführen, so geht das Verfahren in die Methode der konstanten Längsstabkraft über; diese Methode stellt also gewissermaßen einen Sonderfall des vorgeschlagenen Näherungsverfahrens dar.

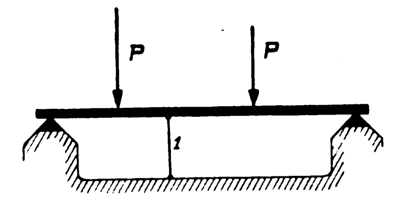
Prof. Herbert Wagner: Die Methoden, die Herr Seydel zur Bestimmung der Stabkräfte in statisch bestimmten Fachwerken mit gekrümmten Holmen in einem der letzten Lufo-Hefte angegeben hat, sind meiner Ansicht nach sehr wertvoll. Eine Abschätzung der Abweichungen von der konstanten Längsstabkraft im statisch unbestimmten Fachwerk durch den Vergleich mit dem statisch bestimmten Fachwerk, bei dem nur die Endspante ausgekreuzt sind (wie ihn Herr Seydel vorschlägt), ist meiner Ansicht nach aber nicht möglich.

Greifen nämlich an den Zwischenspanten äußere Torsionsmomente an oder sind die Spantflächen nicht alle einander geometrisch ähnlich, so weichen die Stabkräfte des statisch unbestimmten Fachwerkes (wie dies auch durch die Schätzung nach der Längsstabkraftmethode zum Ausdruck kommt) grundsätzlich von denen des statisch bestimmten Fachwerks ab.

Es ist nämlich eine typische Eigenschaft der zur Besprechung stehenden statisch unbestimmten Fachwerke, daß die Dehnungen der Zwischenspantdiagonalen, wenn man diese unendlich dünn macht, sehr groß werden gegenüber den Dehnungen aller anderen Stäbe. Daraus folgt zwangsläufig, daß allein die Festsetzung der Größenordnung der Dehnungen der Zwischenspantdiagonalen schon zu einer guten Abschätzung der Größe der Stabkräfte führen muß; ferner daß diese Stabkräfte in erster Näherung unabhängig sind von der speziellen Dimensionierung der Stäbe. Und zwar entspricht diese erste Näherung konstanter Längsstabkraft (antisymmetrische Längskräfte gleich Null).

Aus dem soeben Gesagten ergibt sich, daß der Grenzübergang zum statisch bestimmten Fachwerk, wie ihn Herr Seydel zeigt, nicht zu einer näherungsweisen Bestimmung der Stabkräfte des statisch unbestimmten Fachwerks führen kann.

Zur Erläuterung meines Gedankenganges sei das folgende, ebene, statisch unbestimmte System gezeigt: Macht man den Druckstab 1 unendlich dünn, so würde seine spezifische



Dehnung sehr groß werden gegenüber den Dehnungen im Biegungsbalken. Daraus folgt sofort, daß bei normaler Dehnung im Druckstab die Kraft in ihm in erster Näherung unabhängig ist von der Dimensionierung des Druckstabes und des Biegungsbalkens; sie ist gleich der Kraft bei unendlich starrem Druckstab. Diese Kraft läßt sich nicht als Grenzfall einer statisch bestimmten Ausführung darstellen.

Professor Dr.-Ing. W. Hoff: Herrn Ebner war die Aufgabe gestellt, zu untersuchen, welchen Einfluß gewisse Vereinfachungen in der Berechnung des Rumpffachwerks haben würden. Dazu waren umfangreiche Rechnungen erforderlich, die nunmehr die Einflüsse der verschiedenen Berechnungsvereinfachungen beleuchten.

Nachdem diese Einflüsse jezt bekannt sind, wird man sich auf kürzere Rechnungsverfahren, wie sie auch Herr Wagner vorschlägt, beschränken können. Der Vortragende selbst betonte dies ja. Die von Herrn Ebner angegebenen Methoden werden ermöglichen, in übersichtlicher Weise jedesmal dann die genaue Rechnung durchzuführen, wenn dies nach Lage der Dinge erforderlich wird.

Dr.-Ing. Ebner: Ich möchte zunächst auf die Ausführungen von Herrn Prof. Wagner eingehen. Herr Wagner wies darauf hin, daß man bei Rumpffachwerken im allgemeinen die genaue statisch unbestimmte Rechnung nicht umgehen kann, daß dagegen bei den regelmäßiger aufgebauten und belasteten Flügelfachwerken meistens Näherungsverfahren genügen. In dieser Hinsicht leistet die von Herrn Wagner angegebene Längsstabkraftmethode gute Dienste, besonders, wenn man die Störung an der Einspannstelle in der von Herrn Wagner angedeuteten Weise durch eine einfache Verbesserung berücksichtigen kann. Ich möchte Ihnen jedoch kurz zeigen, daß das von mir vorgetragene genaue Verfahren bei regelmäßigen Systemen und Belastungsfällen, wie sie im allgemeinen beim Flügel vorliegen, von selbst auf einfache Formeln für die statisch unbestimmten Längskräfte führt. Als besonderer Vorteil des angegebenen Verfahrens zeigte sich, daß bei der vorgeschlagenen Wahl der statisch Unbestimmten drei- und fünfgliedrige Elastizitätsgleichungen, d. h. Differenzengleichungen zweiter und vierter Ordnung entstehen. Bei regelmäßiger Systemausbildung und Belastung gehorchen nun die Koeffizienten dieser Differenzengleichungen gewissen einfachen Gesetzen oder sind sogar konstant. Dann ist die Lösung der Differenzengleichung in geschlossener Form angebbar. Für den einfachen Fall eines am freien Ende durch ein Drehmoment belasteten eingespannten Raumfachwerks mit gleichen Quaderzellen wurde die Lösung in der erwähnten Veröffentlichung bereits angegeben[1]).

Danach beträgt die statisch unbestimmte Einspannlängskraft bei symmetrischer Bemessung der Längsgurte und unter der im allgemeinen zulässigen Annahme starrer Querwände bei auf Zug beanspruchten Längsdiagonalen:

$$X_n = \frac{\Delta\,\omega_D \cdot \mathfrak{Tg}\,\varphi\,n}{\sqrt{\Sigma\,\omega_L\,\Sigma\omega_D}}\;\frac{a\,\overline{M}_0}{2\,b\,c} = \sim \frac{\Delta\,\omega_D}{\sqrt{\Sigma\,\omega_L\,\Sigma\,\omega_D}}\;\frac{a\,\overline{M}_0}{2\,b\,c}.$$

Darin ist:

$$\omega = \frac{s^3}{EF}\left(\begin{array}{l} s = \text{Stablänge,} \\ F = \text{Stabquerschnitt.}\end{array}\right)$$

$$\Delta\,\omega = \omega_{\mathrm{I}} - \omega_{\mathrm{II}} + \omega_{\mathrm{III}} - \omega_{\mathrm{IV}}$$

$$\Sigma\,\omega = \omega_{\mathrm{I}} + \omega_{\mathrm{II}} + \omega_{\mathrm{III}} + \omega_{\mathrm{IV}}.$$

Die übrigen Bezeichnungen sind aus Abb. 1 zu entnehmen. Der Wert $\mathfrak{Tg}\,\varphi n$ kann bei den praktisch meist vorliegenden Verhältnissen gleich 1 gesetzt werden. Die Längskräfte an den Zwischenquerwänden klingen zum freien Ende hin entsprechend einer hyperbolischen Sinuslinie ab (s. Abb. 1), so daß man bei der Dimensionierung entsprechend den Ausführungen von Herrn Wagner nur die Längskräfte in der Nähe der Einspannung zu berücksichtigen braucht. Bei quadratischen Querwänden wird bei symmetrischer Ausbildung der gegenüberliegenden Längswände $\Delta\,\omega_D$ und damit X_n zu Null. Die Untersuchung anderer regelmäßiger Systeme und Belastungsfälle mit Hilfe von Differenzengleichungen wird in einer demnächst erscheinenden Arbeit gebracht werden.

[1]) Luftfahrtforschung, Bd. V, Heft 2, S. 58. Es sei an dieser Stelle darauf hingewiesen, daß in den Werten ν' der Faktor 2 fortfallen muß.

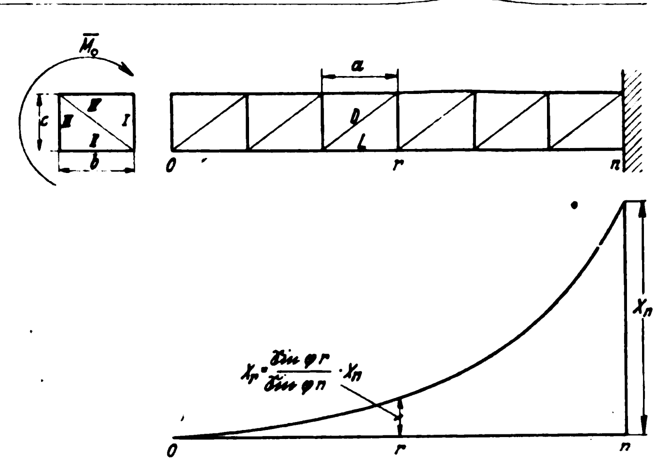


Abb. 1. Verlauf der statisch unbestimmten Längskräfte beim eingespannten Flechtwerk mit überzähligen Querwänden.

Die Ausführungen von Herrn Dr.-Ing. Mathar geben mir Gelegenheit, auf die in der Fachwerktheorie übliche und auch dem vorgetragenen Verfahren zugrundeliegende Vereinfachung gelenkiger Knotenpunkte näher einzugehen. Infolge Vernietung, Schweißung oder durchgehender Gurtungen sind die Fachwerkstäbe an den Knoten elastisch eingespannt. Es ist zu untersuchen, ob die infolge der steifen Knoten auftretenden Nebenspannungen im Vergleich zu den unter Voraussetzung gelenkiger Knoten berechneten Hauptspannungen und anderen zusätzlichen Spannungen, z. B. infolge Krümmung der Stäbe, von Bedeutung sind, und ob durch die Knotenpunktsmomente eine wesentliche Beeinflussung der Stabnormalkräfte eintritt.

Bei den von Herrn Mathar gezeigten Spannungsmessungen an einem geschweißten Stahlrohrrumpf wurden die Spannungen nur in der Mitte der Stablängen gemessen. Hiermit läßt sich jedoch nicht der Spannungsverlauf über die Stablänge angeben. Falls lediglich Nebenspannungen infolge steifer Knoten auftreten würden, benötigt man zur Feststellung des in diesem Falle über die Stablänge geradlinigen Spannungsverlaufs mindestens noch eine Meßstelle. Nun sind aber die Holmgurtungen bei den üblichen Stahlrohrrümpfen mehr oder weniger gekrümmt, d. h. schon bei geringer Krümmung tritt eine Überdeckung der durch die Knotenpunktsmomente hervorgerufenen Nebenspannungen durch zusätzliche Spannungen infolge der exzentrisch angreifenden Stabnormalkräfte ein. Um diese beiden Einflüsse in den Meßergebnissen getrennt zu erhalten, muß man eine ganze Reihe Meßstellen zwischen den Knotenpunkten einschalten.

Ich möchte Ihnen kurz über die Ergebnisse einiger in dieser Weise mit Huggenberger-Tensometern vorgenommenen Dehnungsmessungen an den Stäben der vertikalen Längswände eines geschweißten Stahlrohrrumpfes berichten. Die Messungen wurden bei der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt von Herrn Dipl.-Ing. Hertel durchgeführt und werden demnächst in einem ausführlicheren Bericht veröffentlicht. Der kennzeichnende Spannungsverlauf in der Vertikalebene ist an einem herausgegriffenen mittleren Untergurtstab in Abb. 2 zu erkennen. Den Hauptspannungen und Nebenspannungen infolge steifer Ecken überlagern sich deutlich die zusätzlichen Spannungen infolge der Stabkrümmung, und zwar werden diese in Stabmitte trotz der geringen Exzentrizität des Stabes ($e/s = \sim 1/_{500}$) größer als die Nebenspannungen infolge der Knotenpunktsmomente. Die entsprechenden Spannungen betragen 31% bzw. 18% der Hauptspannungen. Um ein richtiges Bild der zusätzlichen Biegungsspannungen zu bekommen, ist danach in erster Linie eine sorgfältige Bestimmung der Stabexzentrizitäten erforderlich. Die gute Übereinstimmung der gerechneten Hauptspannungen mit dem Mittelwert aus den gemessenen oberen und unteren Spannungen beweist die äußerst geringe Beeinflussung der Stabnormalkräfte durch die steifen Ecken.

Es genügt also in jedem Fall, zunächst die Normalspannungen unter Voraussetzung gelenkiger Knotenpunkte zu berechnen und dann mit diesen Spannungen eine Berechnung oder Abschätzung der zusätzlichen Biegungsspannungen vorzunehmen.

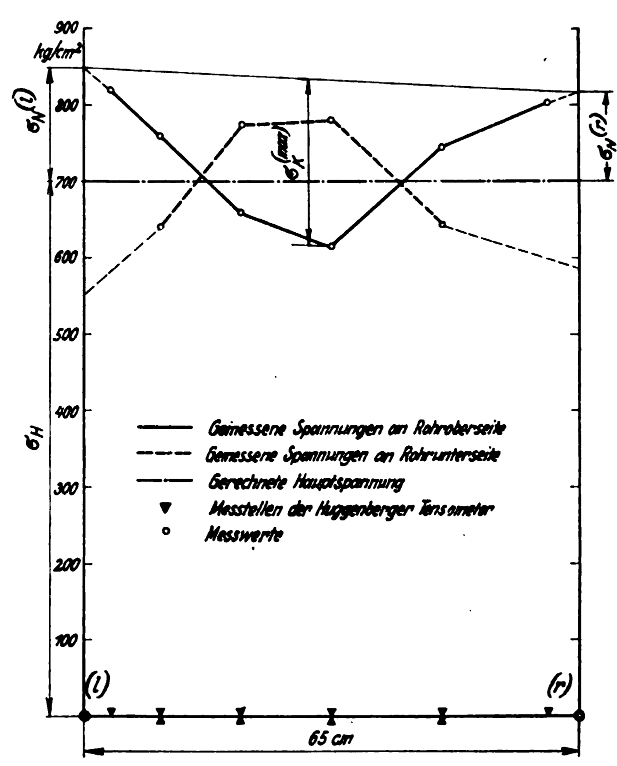


Abb. 2. Spannungsmessungen an einem mittleren Untergurtstab eines auf Biegung beanspruchten Stahlrohrrumpfes.

Hauptspannung: $\sigma_H = 700$ kg/cm²
Zusatzspannungen:

1. Infolge steifer Ecken: $\sigma_N^{(l)} = 150$ kg/cm² $= 21$ vH σ_H } im Mittel
   $\sigma_N^{(r)} = 115$ kg/cm² $= 16$ vH σ_H } 18 vH σ_H
2. Infolge Stabkrümmung: $\sigma_K^{(max)} = 220$ kg/cm² $= 31$ vH σ_H.

Zu den Ausführungen von Herrn Dipl.-Ing. Rühl möchte ich bemerken, daß die Übertragung des von mir vorgetragenen Verfahrens auf schrägliegende Trapezspante keine Schwierigkeit bereitet. Als statisch Unbestimmte sind wieder — genau wie bei parallelen, rechteckigen Querwänden — Gruppen von senkrecht zu den Querwänden zwischen den Zellen wirkenden Längskräften zu wählen, deren Größe und Richtung aus Abb. 3 zu ersehen ist. Die Bestimmung der Stabkräfte des statisch bestimmten Hauptsystems habe ich für diesen etwas verwickelten Fall in der erwähnten Abhandlung (Lufo V, 2) nicht durchgeführt, doch dürfte die Anwendung des von Herrn Rühl erwähnten Föpplschen Momentenachsenverfahrens auch hier zu ähnlichen einfachen Formeln für die Stabkräfte führen. Ein grundsätzlicher Unterschied zwischen der Wahl der Gurtkräfte als Überzählige, wie Herr Rühl sie vorschlägt, und der Wahl der zwischen den auseinandergezogenen Zellen wirkenden antisymmetrischen Längskräfte, wie ich sie Ihnen vortrug, besteht ja nicht, doch erscheint mir das letztere Verfahren, besonders bei parallelen Querwänden, übersichtlicher. Ich möchte noch darauf hinweisen, daß auch bei vieleckigen Querwänden diese Wahl der Überzähligen sehr zweckmäßig ist, wobei man die Bestimmung der Stabkräfte des statisch bestimmten Hauptsystems für die antisymmetrischen Kraftgruppen nach dem von Herrn Prof. Wagner in der ZFM 1928, Heft 15, angegebenen eleganten zeichnerischen Verfahren vornehmen kann.

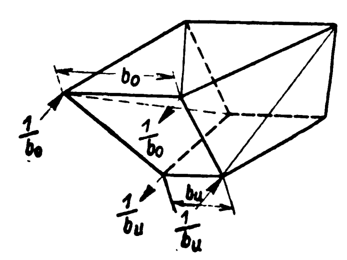


Abb. 3. Zelle mit schrägen Trapezquerwänden.

Wie ich in meinem Vortrag schon erwähnte, kann man zur näherungsweisen Berechnung des nur an den Endquerwänden durch Drehmomente belasteten Flechtwerks mit überzähligen Querwänden auch das System ohne Zwischendiagonalen zugrunde legen. Herr Dipl.-Ing. Seydel machte darauf aufmerksam, daß dies besonders dann angebracht ist, wenn die Zellen stärker von Pyramidenstümpfen abweichen; die Fehler in den Stabkräften sind dann geringer als wenn sie nach der Längsstabkraftmethode berechnet werden. Dies zeigt sich auch deutlich aus der im Vortrag gezeigten Abb. 12 bei den Stäben D_1 und D_2 der stärker von Pyramidenstümpfen abweichenden Zellen des Systems 2 (I gegenüber III). Herr Seydel schlägt nun vor, zu den Stabkräften des Zellensystems die Stabkräfte infolge der im statisch bestimmten Flechtwerk entstehenden Längskräfte zuzuschlagen, wobei es genügt, die Bestimmung dieser Längskräfte nach dem Verfahren von Herrn Seydel angenähert vorzunehmen.

Diese Überlegungen gelten, wie auch Herr Seydel erwähnte, aber nur so lange, als keine äußeren Lasten an den Zwischenquerwänden angreifen. Darin scheint mir auch in der Hauptsache der Unterschied in der Auffassung von Herrn Prof. Wagner und Herrn Seydel zu liegen. Findet nämlich an den Zwischenwänden nur eine Überleitung von Drehmomenten statt, dann sind die Stabkräfte der Zwischendiagonalen nur klein, d. h. gleich der Differenz der Stabkräfte der benachbarten Zellen. Bei stärkerer Abweichung der Zellen von der Pyramidenstumpfform entstehen nun infolge der statisch unbestimmten Längskräfte in den Zwischendiagonalen im allgemeinen zwar auch nicht sehr große, aber entgegengesetzte Kräfte. Man kommt den wirklichen Stabkräften also näher, wenn man sie zunächst ungefähr Null setzt. Sind jedoch die Zwischenquerwände unmittelbar belastet, dann bekommen die Tiefendiagonalen meistens große Kräfte, die in ihrer Größenordnung und Richtung mit den nach der Längsstabkraftmethode ermittelten übereinstimmen. In diesem Falle kann man aber auch die angenäherten Stabkräfte aus dem nur an den belasteten Querwänden in Teilflechtwerke zerlegten System bestimmen.

Zum Schluß möchte ich noch die Ausführungen von Herrn Prof. Hoff unterstreichen. Der Wert eines genauen Verfahrens liegt in erster Linie darin, als Prüfstein der für die Praxis notwendigen vereinfachenden Näherungsverfahren zu dienen.

XX. Rumpf und Flügel, ein Beitrag zur Statik räumlich unbestimmter Systeme.

Vorgetragen von Carl Töpfer.

Einleitung. Dieser Arbeit liegt die Aufgabe zugrunde für Rumpf und Flügel eine allgemein anwendbare Konstruktion zu finden, die statisch klar und deren Kraftverlauf einwandfrei zu bestimmen sein sollte.

Leichtbau erfordert höchste Materialausnutzung in jedem Bauglied. Die Überbemessung einer größeren Zahl von Konstruktionsgliedern ist nur dann vermeidbar, wenn der Kraftverlauf durch Rechnung erfaßt werden kann. Aus diesen Gedankengängen heraus wurde die Dreischeibenbauart für den freitragenden Flügel entwickelt, dessen Berechnung im ersten Teile des Vortrages gezeigt wird.

Der Übergang des Flügels in den Rumpf wird im zweiten Teil behandelt unter der Voraussetzung, daß der Führersitz — bzw. die Kabine im Großflugzeug — die Tragflächenkonstruktion unterbricht. Das Rumpfmittelstück wird hierbei ein statisch dreifach überbestimmtes Raumfachwerk.

Der Tragflügel.

Das Tragwerk besteht aus einem einholmigen Flügel in Fachwerkkonstruktion. Der Hauptholm, der die lotrechten Lasten aufzunehmen hat, ist für Lastfall A dimensioniert. Das Torsionsmoment wird durch zwei liegende Fachwerkscheiben aufgenommen, die sich nach hinten an den Hauptholm anschließen. Das Schema der Konstruktion wird durch Abb. 1 veranschaulicht. Die Fachwerkscheiben liegen in den

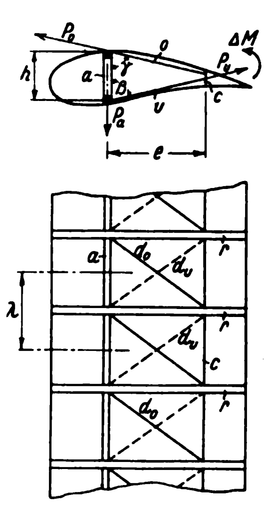


Abb. 1. Schema des Dreiwand-Flügels.

Ebenen o und u. Die obere Scheibe o wird durch den Obergurt des Hauptholmes a, den Hilfsholm c, ferner durch die als Druckpfosten ausgebildeten Rippen r und die Diagonalen do gebildet. Ganz entsprechend ist die untere Scheibe u zusammengesetzt, bei der die Diagonalen du (gestrichelt eingezeichnet) zu denjenigen der oberen Scheibe gekreuzt liegen. Der Hilfsholm c ist die gemeinsame hintere Gurtung der oberen und unteren Scheibe.

Das System ist statisch bestimmt und die Berechnung denkbar einfach. Im Lastfall A geht die resultierende Luftkraft durch den Hauptholm, der bei dieser Belastung allein trägt. Für den Sturzflug gestaltet sich die Berechnung wie folgt:

Im Feld λ wird von der Flügelhaut auf die Rippe r ein Torsionsmoment $\Delta M = \frac{d M}{d x} \cdot \lambda$ übertragen. Da das System nur in den Ebenen der drei Scheiben Kräfte aufnehmen kann, so zerlegt sich ΔM eindeutig in die Kräfte:

$$P_a = \frac{\Delta M}{e}; \quad P_o = \frac{\Delta M}{h \cdot \sin \gamma}; \quad P_u = \frac{\Delta M}{h \cdot \sin \beta}.$$

Das räumliche System löst sich also in drei ebene Systeme auf, deren Belastungen Pa, Po und Pu in den Knotenpunkten ohne weiteres aus dem Sturzflugmoment bestimmt werden können. Es würde über den Rahmen dieses Vortrags hinausgehen, wenn ich die Berechnung im einzelnen weiter ausführen würde und ich beschränke mich daher auf folgende grundsätzliche Bemerkungen:

1. Man hat es in der Hand, die Tiefe der liegenden Fachwerkscheiben so zu wählen, daß der Hauptholm im C-Fall genau so stark beansprucht wird wie im A-Fall, und zwar gilt dies für normale Verkehrsflugzeuge und Sportflugzeuge ebenso wie für Fern- und Riesenflugzeuge mit im A-Fall entlastetem Hauptholm, bei dem die Motoren und Brennstoffbehälter über die Spannweite des Flügels verteilt sind.

2. Bei gleichzeitiger Biegungs- und Torsionsbeanspruchung des Flügels (B-Fall) wird der Hauptholm entlastet, da das Torsionsmoment nach unten gerichtete Kräfte auf den Hauptholm überträgt und dem Auftrieb entgegenwirkt. Trotzdem also der Hauptholm zur Aufnahme des Sturzflugmomentes voll herangezogen wird, braucht er nicht stärker bemessen zu werden als für den A-Fall und die Landung erforderlich ist.

Ich sehe hierin einen großen Vorzug dieser Bauart. Denn wenn der Hauptholm, der ja in jeder Bauweise vorhanden sein muß, im Sturzflug voll mitträgt, so können die übrigen für die Aufnahme des Torsionsmomentes erforderlichen Bauglieder entsprechend leicht gehalten werden, auf jeden Fall aber leichter, als wenn sie das Torsionsmoment allein aufnehmen müßten.

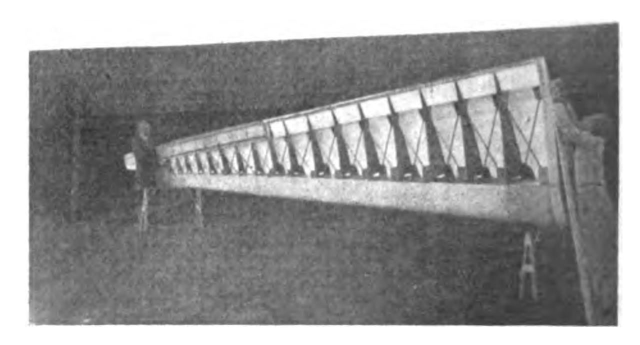


Abb. 2. Dreiwand-Flügel, untere Stoffbespannung abgenommen.

3. Der Hauptholm wird so gelegt, daß er die größte Profildicke als Bauhöhe ausnützt. Er wird für den A-Fall bemessen leichter als zwei Holme, da abgesehen von der größeren Bauhöhe bei einem starken Holm die Knickgefahr

geringer ist als bei zwei schwächeren Holmen, die zusammen die gleichen lotrechten Lasten zu tragen haben. Dies ist der bekannte Vorzug aller einholmigen Bauarten.

4. Die Diagonalen werden im Fluge nur auf Zug beansprucht. Wo daher kein Rückenflug verlangt wird, genügt es, daß die Diagonalen lediglich gegen die kleinen Torsionsbeanspruchungen bei der Landung druckfest sind.

5. Der Hilfsholm c erhält nur Differenzkräfte, da sich Zug und Druck aus der oberen und unteren Scheibe voneinander abziehen. Er wird daher ebenfalls sehr leicht und kann als Anschlußholm für das Querruder benutzt werden.

Abb. 2 zeigt den Dreiwandflügel im Bild. Man erkennt, daß das räumliche Fachwerk sehr leicht gehalten werden kann.

Rumpfmittelstück.

Das Konstruktionsbeispiel, das ich Ihnen vorführen will, ist einem Segelflugzeug entnommen. Jedoch kommt dieser Bauart eine allgemeine Bedeutung zu, da namentlich beim Großflugzeug die Problemstellung eine ganz ähnliche ist.

Aus gewissen aerodynamischen Erwägungen heraus, die ich hier übergehe, war die Aufgabe gestellt, den Führersitz hinter den Hauptholm im Kreuzungspunkt von Rumpf und Flügel anzuordnen (Abb. 3). Die Tragkonstruktion der Flügel wird durch den Führersitz unterbrochen, der nach drei Seiten hin, und zwar nach vorn, oben und unten offen sein muß für Knie, Kopf und Gesäß des Führers. Aus der oben geschilderten Konstruktion des Tragwerkes heraus ist nun folgendes räumliche Fachwerk für das Rumpfzwischenstück entwickelt worden:

Ober- und Untergurt des Hauptholmes laufen durch. Die fehlende Diagonale im Mittelfeld wird durch ein Portal ersetzt (Abb. 4), so daß die Kniee des Führers dem Steuerknüppel den erforderlichen Spielraum geben können. Der Hauptholm ist einfach statisch unbestimmt.

Die untere wagrechte Scheibe u des Flügels geht durch das Rumpfmittelstück hindurch, jedoch ist auch in dieser Fachwerkscheibe ein Portal an Stelle der einfachen Diagonalkonstruktion getreten, um den Führersitz nach unten zu öffnen. Diese Scheibe wäre für sich allein ebenfalls einfach statisch unbestimmt.

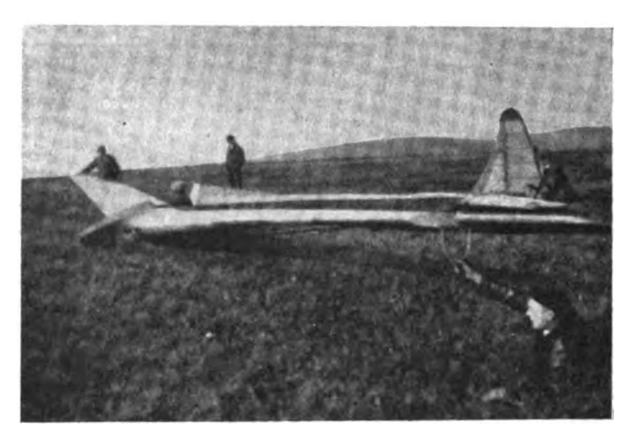


Abb. 3. Führersitz im Flügel hinter dem Hauptholm.

Die obere Scheibe konnte nicht eben durchgeführt werden, sondern ist auf der Linie ff nach hinten abgeknickt. Hierdurch wird Ellbogenfreiheit für den Führer im Dreieck der Stäbe *20*, *21* und *28* geschaffen und fast 20 cm an der

Abb. 4. Mit 4a und 4b.
Lageplan des Rumpfmittelstückes und Kräfteplan für den Selbstspannungszustand F.

Breite des Rumpfes gespart. Die Berechnung des Raumfachwerks wird durch diesen Knick allerdings nicht unerheblich erschwert.

In der oberen Fachwerkscheibe liegen die Stäbe *24*, *25*, *27*, *28* *34*, *35*, *37* und *38* in einer Ebene; desgleichen die Stäbe *1*, *22*, *23*, *24*, *11*, *32*, *33*. An diese beiden Ebenen schließen sich zu beiden Seiten Dreiecke aus Stab *26*, *22* und *27* bzw. aus Stab *36*, *32*, *37* dachförmig an. Die obere Scheibe besteht im Mittelstück somit aus 4 verschiedenen Ebenen, deren Horizontalprojektion ein einfach statisch unbestimmtes Portal darstellt (Abb. 4).

Der Stab *28* der oberen Scheibe, *8* und *9* der unteren Scheibe und *44*/*45* des Hauptholmes liegen in einer vertikalen Ebene zusammen mit den Stäben *20*, *21*, *29*, *40*, *41*, *42*, *43*. Die Stäbe *40* und *41* sowie *29* und *43* leiten die Kräfte aus dem Schwanz vom Höhen- und Seitenleitwerk her in das Rumpfmittelstück ein, zusammen mit den entsprechenden Stäben der genau gleich gebildeten vertikalen Scheibe, die in der Ebene der Stäbe *18*, *38* und *54* liegt. Das räumliche System ist dreifach statisch unbestimmt. Als statisch Unbestimmte werden die Stäbe *4*, *24* und *34* gewählt.

Lastannahmen.

Das System wird für reine Torsionsbelastung, wie sie im wesentlichen beim Sturzflug auftritt, untersucht. Das Sturzflugmoment der beiden Außenflügel wird auf das Rumpfmittelstück durch je ein Kräftepaar CC an der Flügelwurzel derart übertragen, daß in den Punkten $c\,c$ die aufwärts gerichteten äußeren Kräfte $+C$ und in den Punkten $a\,a$ die abwärts gerichteten Kräfte $-C$ auftreten. In den Punkten $i\,i$ und $n\,n$ werden vom Höhenleitwerk her die Kräfte I und N, die in den durch Stab *38* bzw *28* gelegten vertikalen Ebenen liegen, in das Rumpfmittelstück eingeleitet. Diese äußeren Kräfte stehen unter sich im Gleichgewicht.

Die Durchführung der Rechnung mit diesem Kraftsystem stößt auf Schwierigkeiten. Um zu einfacheren Belastungsformen zu kommen, werden die äußeren Kräfte $C\,C$ und $I\,N$ ergänzt durch je zwei lotrechte gleichgroße aber entgegengesetzt gerichtete Kräfte $\pm B = \pm C$ in den Punkten $b\,b$, ferner durch zwei entgegengesetzt gleiche lotrechte Kräfte $\pm D = \pm 2\,C$ im Punkte d. Dieses ergänzte Kraftsystem wird nun in drei Kraftgruppen aufgelöst, von denen jede Gruppe für sich einen Gleichgewichtszustand darstellt und deren Einwirkung auf das Raumfachwerk daher getrennt voneinander untersucht werden kann. Die Spannungen, die von jeder der drei Kraftgruppen im Raumfachwerk erzeugt werden, müssen zum Schluß für jeden einzelnen Stab addiert werden. Die Summe ist dann gleich der Spannung, die durch das ursprüngliche Kraftsystem aus den Kräften $C\,C$ und $I\,N$ in dem betreffenden Stab erzeugt wird. Es sind somit 6 Spannungszustände im statisch bestimmten Hauptsystem zu untersuchen; und zwar die drei Selbstspannungszustände in den drei durchschnitten gedachten überzähligen Stäben und die drei Spannungszustände, die den drei Kraftgruppen entsprechen.

Sobald man die sechs Spannungszustände des statisch bestimmten Hauptsystems gefunden hat, können die Stabspannungen im räumlich unbestimmten Fachwerk mit Hilfe der Arbeitsgleichung in bekannter Weise berechnet werden. Die Aufgabe besteht also darin, die genannten sechs Spannungszustände zu untersuchen.

Graphische Bestimmung der Stabspannungen im räumlich bestimmten Hauptsystem für die drei Selbstspannungszustände in den Stäben *4*, *34* und *24*.

Im durchschnitten gedachten Stab *34* bringt man eine Selbstspannungskraft 1 t Druck an. Die Bestimmung des Spannungszustandes im räumlich bestimmten Hauptsystem ist sehr einfach, da der Hauptholm selbst eben ist und vom übrigen Raumsystem her keine Anschlußkräfte übertragen werden.

Das Gleiche gilt für die untere Scheibe im Selbstspannungszustand des durchschnitten gedachten Stabes *4*.

Der Selbstspannungszustand im Stab *24* ist nicht so einfach, da die obere Scheibe in der Linie ff geknickt ist. Die Lösung erfolgt auf dem Wege, daß man im durchschnitten gedachten Stab *24* eine zunächst unbekannte Selbstspannungskraft F anbringt. Man trennt ferner den Hauptholm vom übrigen Fachwerk ab. Dann werden im Hauptholm Anschlußkräfte in den Punkten $a\,a$, $b\,b$ und $h\,h$ auftreten, die unter sich im Gleichgewicht stehen und die man bestimmen kann, sobald man die Anschlußkraft im Punkte a der Größe nach annimmt. Richtung und Lage der Anschlußkräfte ist dann ohne weiteres bekannt.

Die Anschlußkraft im Punkte a wird so angenommen, daß ihre horizontale Komponente gleich 1 t ist (Abb. 4). Mit den hieraus bestimmten Anschlußkräften wird zunächst der ebene Kremonaplan für den Hauptholm gezeichnet (Abb. 4a). Desgleichen wird der räumliche Kremonaplan in der Horizontal- und Vertikalprojektion für den Rest des räumlichen Fachwerkes gezeichnet, aus dem sich zum Schluß die Größe der Selbstspannungskraft F ergibt (Abb. 4b). Damit ist auch der Selbstspannungszustand — 1 t im durchschnitten gedachten Stab *24* geklärt.

Lastengruppe I der äußeren Kräfte.

Aus dem oben beschriebenen System der äußeren Kräfte wird zunächst die Lastengruppe I ausgeschieden, die aus je einer aufwärts gerichteten Kraft C in den Punkten $c\,c$ und einer nach unten gerichteten Einzelkraft $(-D) = -2\,C$ im Punkte d besteht.

Von diesen bekannten äußeren Kräften ausgehend kann man den räumlichen Kremonaplan nicht zeichnen. Wir nehmen infolgedessen an Stelle der bekannten äußeren Kräfte die zunächst ihrer Größe nach unbekannten Kräfte C_1 und D_1 an, trennen den Hauptholm vom übrigen System ab und nehmen die Größe der Anschlußkräfte genau wie oben an. Aus dem räumlichen Kremonaplan für den Rest des Fachwerkes ergibt sich dann die Größe der Kräfte C_1 und D_1. Damit sind auch die Stabspannungen bekannt, die den tatsächlichen Kräften $C\,C$ und D entsprechen. Abb. 5 zeigt den zugehörigen räumlichen Kremonaplan in der horizontalen und vertikalen Projektion.

Lastengruppe II.

Die zweite Gruppe der äußeren Kräfte wird gebildet von zwei nach abwärts gerichteten Kräften $-C$ in den Punkten $a\,a$ und von zwei nach aufwärts gerichteten gleichgroßen Kräften $+B$ in den Punkten $b\,b$. Die Lasten liegen sämtlich in der Ebene des Hauptholmes. Anschlußkräfte nach dem übrigen Fachwerk treten nicht auf. Die Stabspannungen werden durch einen ebenen Kremonaplan gefunden.

Lastengruppe III.

Weniger einfach ist die Bestimmung der Stabspannungen unter dieser Gruppe von äußeren Kräften, die nach Ausscheiden der äußeren Kräfte unter I und II übriggeblieben sind. Die Lastengruppe III wird gebildet von zwei in den Punkten $b\,b$ nach abwärts gerichteten Kräften $-B$, von der im Punkte d nach aufwärts gerichteten Einzelkraft $D = 2\,C$ und ferner von den Kräften $I\,N$ in den Punkten $i\,i$ und $n\,n$, die vom Höhenleitwerk her auf das Rumpfmittelstück übertragen werden.

Auch diese Kräfte stehen unter sich im Gleichgewicht. Sie stellen das ursprüngliche System der äußeren Kräfte nach der Mitte zusammengeschoben dar. Man sieht, daß der Zweck der Aufteilung in drei Lastengruppen darin besteht, je eine Kraft $-C$ in die Ebene der Kräfte $I\,N$ zu bringen.

Ohne weiteres ist die Berechnung des räumlichen Systems unter der Belastung der Gruppe III nicht möglich. Man bringt daher in jedem der beiden Punkte f noch zwei entgegengesetzt gleich große Kräfte $\pm F_1$ an (Abb. 6).



Für die Wahl der Größe dieser Kraft ist folgende Überlegung maßgebend:

Man kann die Kraft D im Punkte d unter Berücksichtigung der Symmetrie des Systems in die Stabrichtungen *3*, Lastengruppe IIIa —, so erkennt man, daß sich aus der Wahl von F_1 für die Stäbe *27* und *22* die Spannungen null ergeben müssen. Hieraus folgt schon, daß unter der Belastung IIIa auch die Stäbe *25*, *26* (und *68*) keine Spannung

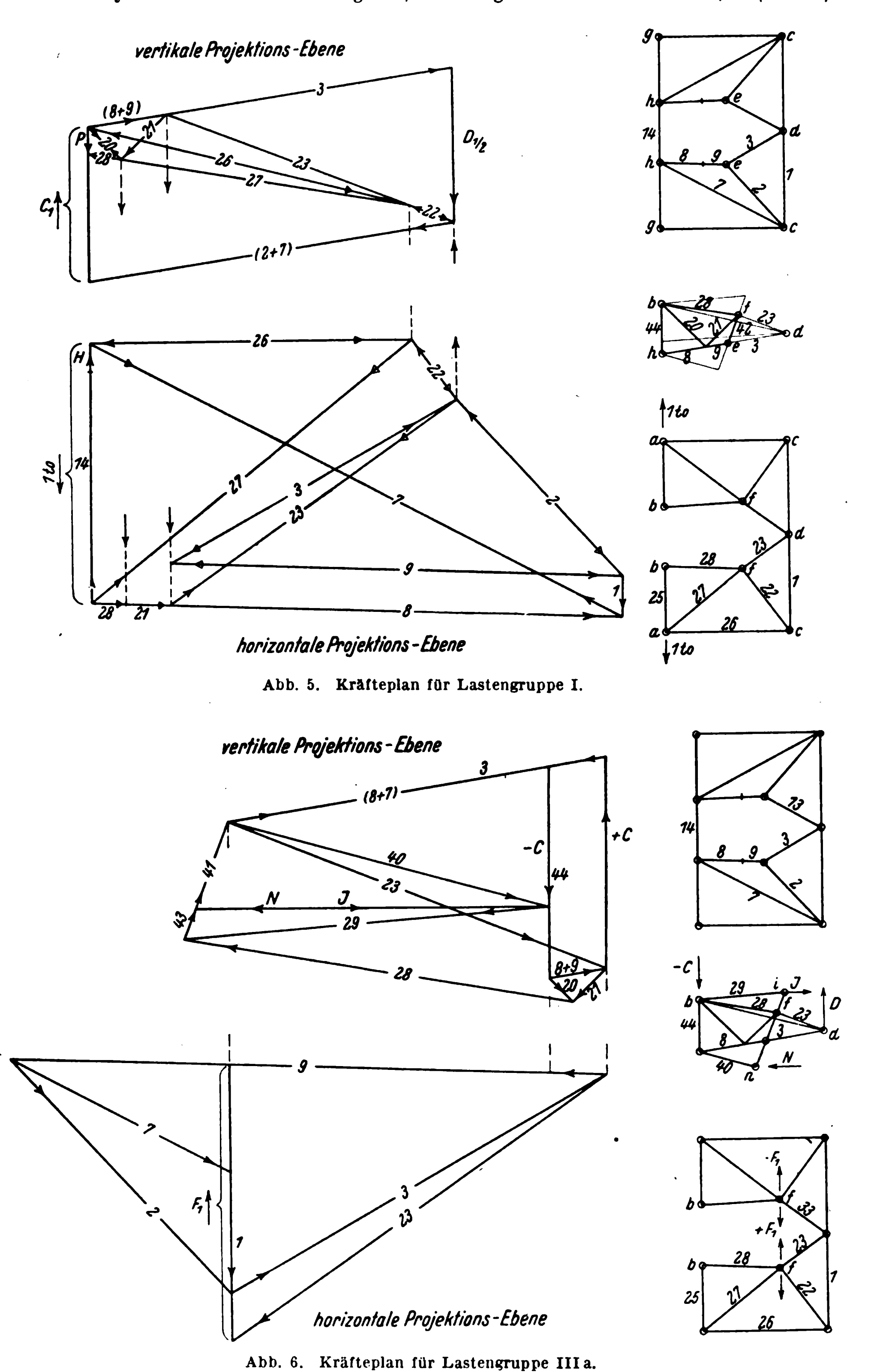


Abb. 5. Kräfteplan für Lastengruppe I.

Abb. 6. Kräfteplan für Lastengruppe IIIa.

13, *23* und *33* zerlegen. Die Kraft $+ F_1$ wählt man nun gerade so groß, daß die Resultierende aus $+ F_1$ und Stabkraft *23* in die Ebene der Stäbe *28* und *44* fällt. Belastet man nun das räumliche System durch Lastgruppe III und außerdem gleichzeitig durch je eine Kraft $+ F_1$ in den Punkten $f\,f$ — wir nennen dieses neue System der äußeren Kräfte erhalten können und sämtliche Stäbe des Hauptholmes spannungslos bleiben. Die übrigen Stabspannungen findet man jetzt ohne Schwierigkeit aus einem räumlichen Kremonaplan.

Die Lastengruppe IIIb wird von je einer Kraft $-F_1$ in den Punkten $f\,f$ gebildet. Sie ist identisch mit dem oben untersuchten Selbstspannungszustand F im Stab *24*, sobald

man die dort gefundenen Stabspannungen mit $-F_1/F$ multipliziert.

Hiermit sind sämtliche Spannungszustände gefunden. Die weitere Berechnung der Stabspannungen im statisch unbestimmten System kann in bekannter Weise mit Hilfe der Arbeitsgleichung vorgenommen werden.

Schlußwort.

Zusammenfassend stelle ich fest, daß sich für den freitragenden Flügel aus statischen Überlegungen ein rechnerisch einfaches und konstruktiv vorteilhaftes Raumfachwerk ergeben hat. Der Übergang dieses Raumfachwerkes in den Rumpf wird in den meisten Fällen der Berechnung keine Schwierigkeiten machen; nämlich immer dann nicht, wenn die beiden geneigten Fachwerkscheiben in sich eben sind. Hier wurde die Berechnung für den allgemeineren Fall durchgeführt, daß eine der beiden Scheiben geknickt ist. Ich nehme an, daß mit diesem allgemeinen Fall dem Konstrukteur die nötige Bewegungsfreiheit gegeben ist und die vorgeschlagene Bauart des Rumpfmittelstückes allgemein anwendbar ist.

Aussprache:

Dipl.-Ing. O. Hoch: Das von dem Herrn Vortragenden behandelte räumliche System von drei ebenen Scheiben ist der Ruderberechnung sämtlicher Flugzeuge der Rohrbachwerke zugrunde gelegt; die gewölbten Rudernasen bei ausgeglichenen Rudern sind nur als Anhänge des Systems zu betrachten. Es lag nahe, die Dreischeibenbauart auch auf Flügelhauptträger anzuwenden; dahinzielende Untersuchungen bei den Rohrbachwerken zeigten, daß bei Flügeln, die großen Landestößen ausgesetzt sind, die bisherige Kastenbauweise (2 Längswandträger, ausgesteifte Ober- und Unterhaut) vorzuziehen ist, da sie gegenüber dem Dreiwandträger wesentlich größere Verdrehungsmomente aufzunehmen gestattet. Bezeichnet F die von dem tragenden Querschnitt umschlossene Fläche, U den Umfang dieser Fläche, M das aufnehmbare Verdrehungsmoment, so wird unter Voraussetzung gleicher Materialausnutzung und bei gleichem Gewicht, wenn p und d auf Parallelogramm- bzw. Dreieckquerschnitt hinweisen,

$$\frac{M_p}{M_d} \sim \frac{F_p}{U_p} : \frac{F_d}{U_d}$$

nach der allgemeinen Beziehung $M \sim c \cdot \frac{F}{U}$ für beliebig gestaltete Querschnitte. Danach sind Flügel mit weitausladenden Anbauten für Schwimmer oder Motoren wegen der großen Verdrehungsbeanspruchung zweckmäßig nicht in der Dreischeibenbauart herzustellen. Durch die Anbauten werden bei dieser auf die liegenden Scheiben große Kräfte übertragen, so daß man bestrebt sein wird, für den Hilfsholm die Höhe des Flügelprofils auszunützen, wodurch man zu einer zweiten Längswand im Sinne der Rohrbachbauweise gelangt.

Es wird manchmal möglich sein, den Dreiwandflügel anzuwenden, wenn er in der Hauptsache aus Luftkräften belastet ist und das Flügelprofil keine zu großen Momentenbeiwerte hat; der Verwendungsbereich dieser Bauart läßt sich aber nicht auf Flugzeuge beliebiger Größen und Typen ausdehnen.

Dr.-Ing. H. Ebner: Ich möchte nur kurz auf den rein statischen Teil des Vortrages von Herrn Dr.-Ing. Töpfer eingehen. Bei der Bestimmung der Stabkräfte des statisch bestimmten Hauptsystems zeichnet Herr Dr.-Ing. Töpfer Kremonapläne für Grund- und Aufriß. Ich möchte auf ein Verfahren aufmerksam machen, das ermöglicht, die Stabkräfte räumlicher Fachwerke aus einer Projektion zu bestimmen. Das Verfahren wurde von Mayor in seinem 1910 erschienenen Buche »Statique graphique des systèmes de l'espace« zuerst angegeben und von v. Mises in seiner Abhandlung »Graphische Statik räumlicher Kräftesysteme (Zeitschr. f. Math. und Phys. 1917) wesentlich vereinfacht.

Das Verfahren beruht darauf, daß man die als freie Vektoren gegebenen Kräfte und Stäbe derart durch Vektoren in einer Ebene, der sog. Bildebene, darstellt, daß sie ihrer Größe und Richtung nach den Projektionen der gegebenen Vektoren auf die Bildebene gleich sind und daß ihre Momente um einen gewählten Bezugspunkt den Höhenkomponenten der gegebenen Vektoren verhältnisgleich sind. Vorher sich in einem Punkte schneidende freie Vektoren gehen als Bildstäbe im allgemeinen Fall nicht mehr durch einen Punkt. Für die in der Ebene liegenden Bildstäbe läßt sich dann die Kräftezerlegung in der üblichen Weise vornehmen, wodurch man die in der Bildebene liegenden Komponenten der Stabkräfte und damit auch diese selber erhält. Im übrigen verweise ich auf die obengenannten Abhandlungen.

Dr.-Ing. Töpfer (Schlußwort): Daß die Dreischeiben-Fachwerkkonstruktion für Höhen- und Seitenruder nicht nur bei den Rohrbachwerken sondern auch bei Albatros seit einiger Zeit angewendet wird, war mir bekannt. Aus den Bemerkungen des Herrn Hoch geht jedoch klar hervor, daß die Anwendung dieser Bauart beim Ruder etwas ganz anderes ist als beim freitragenden Flügel. Das Ruder ist nicht nur gegen Biegung in den verschiedenen Gelenkbändern abgestützt, sondern auch in bezug auf die Torsionsbelastung grundsätzlich anders gestellt als der Flügel. —

Interessant war es mir zu hören, daß man sich auch bei Rohrbach schon mit der Dreischeiben-Bauart für Tragflügel befaßt hat. Anscheinend ist man aber dort nicht über die von Herrn Hoch mitgeteilten statischen Überlegungen hinausgekommen. Daß diese Überlegungen von einer konstruktiven Ausführung und praktischen Erprobung abgehalten haben, ist um so bedauerlicher, als eben diese Gedankengänge grundsätzlich falsch sind. Dies kann allerdings Herrn Hoch nicht zur Last gelegt werden, denn ich bin dem gleichen Denkfehler sowohl im statischen Büro anderer führenden Flugzeugwerke als vor allem auch bei der DVL selbst begegnet und darf wohl annehmen, daß diese irrtümliche Auffassung allgemein üblich geworden ist. Ich will daher diese Gelegenheit wahrnehmen und der Sache auf den Grund gehen:

Es handelt sich um die Anwendung der Formel

$$M \sim c \cdot \frac{F}{U}$$

die der klassischen Lehre von der Drehungsfestigkeit entnommen ist. Diese Formel darf jedoch im Tragflügelbau nur mit größter Vorsicht verwendet werden, da die Voraussetzungen ihrer Ableitung auch nicht annähernd erfüllt sind! Wenn man mangels eines Besseren diese Formel trotzdem bei den statisch hochgradig überbestimmten Bauarten mit tragender Haut verwenden kann, so doch nur deshalb, weil der Faktor c für jede ausgeführte Konstruktion im Festigkeitsversuch bestimmt worden ist. Dieser Faktor ändert sich in weiten Grenzen mit der Eigenart der Konstruktionen. Man kann die Formel wohl anwenden, wenn man die Bauart als solche beibehält und nur die Größe der Belastung und die Abmessungen ändern will. Schon als Wertmesser zwischen zwei verschiedenen Konstruktionen mit tragender Haut, also etwa zwischen Rohrbach und Junkers, ist die Formel unzulässig. Aber gar den Fachwerkträger, sei er nun aus drei oder vier Wänden zusammengesetzt, unter dem Gesichtspunkt dieser Formel betrachten zu wollen, das heißt, die formale Denkweise ad absurdum führen! —

Theoretisch kann die genannte Formel aus zwei verschiedenen Gründen keine allgemeine Gültigkeit im Tragflügelbau beanspruchen:

1. ist sie abgeleitet für einen Ringquerschnitt von unveränderlicher Breite[1]). Diese Bedingung ist nur scheinbar bei der Junkersbauart erfüllt. In Wirklichkeit würde jedoch der Junkersflügel praktisch überhaupt keine Torsion aufnehmen können, wenn nicht das spitze Ende des Flügelschnittes, durch das keine Torsionsspannung von der oberen nach der unteren Flügelhaut hindurch kann, durch ein Längsrohr verstärkt wäre, das die Scherspannung umleitet.

---

[1]) Siehe Constantin Weber, Die Lehre von der Drehungsfestigkeit. Forschungsarbeiten auf dem Gebiete des Ingenieurwesens, Heft 249, S. 42 und folgende.

Dieses Rohr hat nun aber einen viel dickeren Querschnitt als die Haut, so daß auch bei Junkers die genannte Voraussetzung nicht erfüllt ist. Ringförmige Querschnitte mit veränderlicher Breite lassen sich auf die gleiche Weise nur dann berechnen, wenn der Übergang allmählich vor sich geht. Diese Bedingung ist ebenfalls nicht erfüllt. Außerdem wird der Kraftfluß durch die im Inneren des Flügels liegenden Längs-Fachwerkträger wesentlich beeinflußt werden. —

Bei Rohrbach kann von einer gleichen Wandstärke des tragenden Querschnittes schon gar keine Rede sein; außerdem wird der Kraftfluß an den vier scharfen Ecken des Kastenträgers gestört, wenn nicht ganz unterbrochen. Man sieht schon hieraus, daß die Besonderheiten der betreffenden Bauart entscheidend für den Faktor c sein müssen.

2. ist es eine unerläßliche Voraussetzung für die Ableitung der Formel, daß der tragende Querschnitt unter der Last seine Form hält[1]). Damit dies einigermaßen der Fall ist, wird die dünne Haut des Flügels durch ein inneres Gerüst, durch Sicken usw. abgestützt. Erfahrungsgemäß wird nun aber der Bruch unter der Torsionslast beim Flügel mit tragender Haut dadurch eingeleitet, daß diese innere Versteifung nachgibt und die Form des Flügelschnittes nicht mehr eingehalten wird. Die Falten, die dann in der Haut auftreten, zeigen deutlich die Diagonalrichtung, wie sie von Zugstäben im Gerüstbau eingenommen werden müßte. Hieraus folgt schon, daß es sich beim Bruch nicht um »Torsion« im engeren Sinne der Festigkeitslehre handeln kann, denn dann müßte ja die Haut durch Scherung in Flugrichtung zerstört werden.

Das gelegentliche Auftreten von Diagonalrissen läßt sich vielleicht damit erklären, daß das Torsionsmoment von den einzelnen Flügelrippen eingeleitet wird, das heißt fortlaufend in sehr geringen Abständen voneinander. Eine Voraussetzung für die Gültigkeit der »Lehre von der Drehungsfestigkeit« ist nun aber gerade die, daß der betrachtete Querschnitt weit entfernt von demjenigen Querschnitt liegt, an dem das Torsionsmoment eingeleitet wird[2]).

Auch diese Voraussetzung ist also beim Tragflügel nicht erfüllt!

[1]) Const. Weber, S. 8.
[2]) Desgleichen.

Ich fasse zusammen, daß sowohl aus theoretischen Betrachtungen als auch aus der praktischen Anschauung des Bruchbildes die Folgerung gezogen werden muß, daß die Voraussetzungen der genannten Formel im Tragflügelbau nicht gegeben sind. Ich bestreite nicht, daß die Formel praktisch bei statisch hochgradig überstimmten Konstruktionen gute Dienste leisten kann, wenn sie in den Grenzen der Erfahrung angewendet wird. Ich wende mich aber entschieden dagegen, daß man von einer Näherungsformel Dinge verlangt, die sie nicht leisten kann. Als Wertmesser für Neukonstruktionen, insonderheit bei Fachwerkbau ist sie völlig unbrauchbar. —

Ein zwingendes Urteil darüber, ob der Dreiwand-Fachwerk-Flügel den älteren Bauarten in Hinsicht auf die Torsionsbelastung überlegen ist oder nicht, kann nur durch Festigkeitsversuche an einem ausgeführten Flügel gewonnen werden. Soviel läßt sich allerdings doch voraussagen, daß die bessere Materialausnutzung eines statisch bestimmten Fachwerkes gegenüber den Vollwandträgern bei gleicher Torsionsfestigkeit ein geringeres Baugewicht ergeben wird. Ob dann die Steifigkeit ausreichend ist, das wird wohl besser durch den Versuch entschieden. Selbstverständlich läßt ein höherer Materialaufwand ganz allgemein auf größere Steifigkeit schließen. Dies kann man aber nicht als Vorzug der tragenden Haut bezeichnen, wenn man nicht gleichzeitig sagen will, daß ein höheres Flügelgewicht an sich günstiger sei! —

Herrn Dr. Ebner bin ich für seine Mitteilung dankbar, da mir die betreffenden Veröffentlichungen nicht bekannt waren. Allerdings liegen die Schwierigkeiten der statischen Untersuchung für die gezeigte Rumpfkonstruktion nicht in der Benutzung des räumlichen Kremona-Planes, der vielleicht etwas mehr Zeichenarbeit als das von Herrn Ebner genannte Verfahren erfordert. Ich würde trotzdem den räumlichen Kremonaplan vorziehen, da er sehr einfach und übersichtlich ist, keine verwickelten Überlegungen verlangt und eine ausgezeichnete Selbstkontrolle ermöglicht. Wenn man freilich tagtäglich mit derartigen Problemen zu tun hat, dann ermöglicht das von Herrn Ebner genannte Verfahren ein rationelleres Arbeiten und ist in diesem Falle von großem Vorteil. —

Druck von R. Oldenbourg, München und Berlin.



